

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE LORENA

OCTÁVIO AUGUSTO BOGARIM FERREIRA

Jinx: veículo lançador de microssatélites

Lorena

2021

OCTÁVIO AUGUSTO BOGARIM FERREIRA

Jinx: veículo lançador de microssatélites

Trabalho de Graduação apresentado à Escola de Engenharia de Lorena da Universidade de São Paulo como requisito parcial para conclusão da Graduação do curso de Engenharia Física.

Orientadora: Prof^a. Dr^a. Roberta Veloso Garcia

Lorena

2021

NÃO AUTORIZO A REPRODUÇÃO E DIVULGAÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO, POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, SERÁ DISPONIBILIZADO AUTOMATICAMENTE APÓS 2 ANOS DA PUBLICAÇÃO

Ficha catalográfica elaborada pelo Sistema Automatizado
da Escola de Engenharia de Lorena,
com os dados fornecidos pelo(a) autor(a)

Ferreira, Octávio Augusto Bogarim
Jinx: veículo lançador de microssatélites / Octávio
Augusto Bogarim Ferreira; orientadora Roberta Veloso
Garcia. - Lorena, 2021.
57 p.

Monografia apresentada como requisito parcial
para a conclusão de Graduação do Curso de Engenharia
Física - Escola de Engenharia de Lorena da
Universidade de São Paulo. 2021

1. Foguete. 2. Setor espacial. 3. Espaço. I.
Título. II. Garcia, Roberta Veloso, orient.

Dedico esse trabalho a todos aqueles que querem mudar o mundo, aqueles que sonham grande, aqueles que têm coragem para ser diferente, aqueles que buscam grandes feitos e principalmente aqueles que são loucos o suficiente para o fazer.

AGRADECIMENTOS

Agradeço a minha família, por ter me dado todo apoio necessário e muito amor. Vocês são o meu porto seguro onde sempre posso confiar e sem ter a certeza do caminho de casa não seria possível buscar voos tão arriscados.

Agradeço os meus amigos da faculdade que me fizeram passar momentos incríveis que lembrei por toda a vida. E mais do que tudo sempre embarcaram comigo em minhas jornadas por mais loucas que fosse. Em especial a Mari, o Crossfit, o Mohammed, o Monstro e Renatão que sempre estiveram mais próximos das minhas conquistas.

À EPOS Projetos Aeroespaciais, não só o meu agradecimento mas todo o meu amor por essa entidade e todo o time que faz parte dela. A EPOS foi crucial para chegar onde estou e tornou meus dias na graduação muito mais felizes. Obrigado ao time por todo o trabalho, principalmente os primeiros membros, pois acreditaram em meu sonho. Alex, Dani, Crossfit, Verenna, Balio, Braz, Arnon, Vini e Boross, muito obrigado.

Agradeço a EEL/USP por todas as oportunidades. As possibilidades foram inúmeras durante a graduação e nunca me impediram de voar.

Quero agradecer a Profª.Drª. Paula Cristiane Pinto Mesquita Pardal por ter visto em mim mais do que só aquele aluno dentro de sala de aula. Obrigado por ter apoiado a EPOS, isso foi muito especial para mim.

E não poderia deixar de agradecer a Profª.Drª. Roberta Veloso Garcia que aceitou orientar esse audacioso trabalho mesmo tendo acabado de me conhecer. Todo o suporte, apoio e disponibilidade foram fundamentais para fazer esse projeto acontecer.

Agradeço de forma geral à todos que de alguma forma, positivamente ou negativamente, ajudaram na realização dos meus projetos.

*“O futuro pertence àqueles que acreditam na
beleza de seus sonhos”.*

Eleonor Roosevelt

RESUMO

A humanidade começou a desbravar o espaço em 1957 com a União Soviética lançando o satélite Sputnik I. Ao longo das duas décadas seguintes foi protagonizado, junto aos Estados Unidos da América, uma verdadeira corrida espacial que tinha um viés político muito forte e o financiamento desses projetos eram através de agências governamentais. Porém, com o início do século XXI a economia espacial começou a se transformar, tornando-se cada vez mais acessível por causa da redução dos custos dos veículos lançadores e a popularização de satélites de pequeno porte. Visto isso, este trabalho tem como objetivo desenvolver um projeto de um veículo lançador de microssatélites com a capacidade de colocá-los em órbita baixa terrestre e que seja economicamente viável no Brasil. Para verificar a viabilidade do projeto no mercado, foram realizadas pesquisas analisando a dimensão do mercado espacial, em específico o segmento de lançadores de pequeno porte, e as projeções de crescimento. Foram realizados cálculos em *Python* para simular o lançamento do foguete e, dessa forma, analisar a trajetória, a altitude, a velocidade e a massa do lançamento até a ejeção da carga útil em órbita. Para verificação dos motores, foram utilizadas simulações em CFD (*Computational Fluid Dynamics*) para verificar como ocorria o escoamento dos gases em todos os motores. Após a validação dos testes foi realizada uma análise dos materiais utilizados para a construção de um foguete e análise da sua aplicabilidade no Brasil. Por fim, o foguete Jinx foi projetado com dois estágios com propulsão sólida, com comprimento de 19,5 m e diâmetro máximo de 1,2 m, capacidade de carga de 300 kg para serem colocadas em uma órbita baixa terrestre de 500 km de altitude. O foguete Jinx foi projetado usando materiais da estrutura e propelente que possuem ótimo custo-benefício relacionado ao mercado mundial, utilizando a infraestrutura e recursos disponíveis no Brasil.

Palavras-chave: Foguete. Setor Espacial. Espaço.

ABSTRACT

Humanity began exploring space in 1957 with the launch of the Sputnik I satellite by the Soviet Union. In the next two decades, a real space race took place, together with the United States of America, which had a very strong political bias and the financing of these projects took place through government agencies. However, with the beginning of the 21st century, the space economy began to transform, becoming increasingly accessible due to the reduction of launch vehicle costs and the popularization of small satellites. That said, this work aims to develop a project for a microsatellite launch vehicle with the ability to place them in Low Earth orbit (LEO) and that is economically viable in Brazil. To validate the market, research was carried out analyzing the size of the space market, specifically the small launcher segment, and growth projections. The calculations were done in *Python* to simulate the launch of the rocket, so it was possible to analyze the trajectory, altitude, velocity and mass from launch to ejection of the payload in orbit. To verify the engines, simulations in CFD (*Computational Fluid Dynamics*) were used to validate the gas flow in all engines. After validation of the tests, an analysis of the materials used and an analysis of the rocket's applicability in Brazil were carried out. Finally, the Jinx rocket was designed with two stages of solid propulsion, with a length of 19.5 m and a maximum diameter of 1.2 m, with a capacity of 300 kg to be placed in low earth orbit (500 km altitude). The Jinx rocket was designed using structure and propellant materials that have great cost-effectiveness related to the world market, using the infrastructure and resources available in Brazil.

Keywords: Rocket. New Space. Space.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1. Wernher von Braun (ao centro) com o ex-presidente americano John F. Kennedy (direita)	12
Figura 1.2. Cientista soviético trabalhando no <i>Sputnik I</i>	13
Figura 1.3. Buzz Aldrin na Lua durante a missão <i>Apollo 11</i>	14
Figura 1.4. Modelo de Cubesat 1U	15
Figura 1.5. Momentos em que os foguetes auxiliares pousam de maneira sincronizada.	16
Figura 2.1. Um foguete em espaço livre antes (acima) e depois (abaixo) do início da combustão	20
Figura 2.2. Motor de propulsão líquida	22
Figura 2.3. Motor de propulsão sólida.....	23
Figura 2.4. Motor de propulsão híbrida.....	23
Figura 2.5. Razões de carga útil obtidas para demanda de propulsão para diferentes razões estruturais	26
Figura 2.6. Exemplos de estagiamento de foguetes.....	27
Figura 2.7. Foguete com 4 estágios	27
Figura 2.8. Características da espessura infinitesimal de uma camada atmosférica	29
Figura 2.9. Vetores das forças aerodinâmicas	30
Figura 2.10. Vetores relacionados ao movimento do foguete	30
Figura 2.11. Balanço de pressão na câmara de combustão	32
Figura 3.1. Diagrama em V do projeto Jinx	34
Figura 4.1. Velocidade alcançada com 1 estágio.....	41
Figura 4.2. Velocidade alcançada com 2 estágio.....	41
Figura 4.3. Variação de massa do foguete pelo tempo	42
Figura 4.4. Variação da altitude durante o lançamento	43
Figura 4.5. Trajetória do foguete em relação a Terra	43
Figura 4.6. Tubeira do primeiro estágio	45
Figura 4.7. Simulação de escoamento dos gases na tubeira do primeiro estágio	46
Figura 4.8. Simulação de escoamento dos gases na tubeira do segundo estágio	46
Figura 4.9. Estrutura da parte da carga útil.....	47
Figura 4.10. Estrutura dos motores.....	48
Figura 4.11. Jinx: veículo lançador de microssatélites.....	49

Figura 4.12. Projeção de crescimento do mercado espacial 50

LISTA DE TABELAS

Tabela 2.1. Comparação entre motores químicos.....	23
Tabela 4.1. Valores referentes a equação de Tsiolkovsky.....	40
Tabela 4.2. Comparação de propelentes	44
Tabela 4.3. Parâmetros do propelente e de câmara de combustão	45
Tabela 4.4. Propriedades dos motores	48
Tabela 4.5. Análise do tamanho do mercado de pequenos lançadores e fabricação de satélites de 2020 a 2027.....	50
Tabela 4.6. Análise dos materiais empregados no projeto Jinx.....	51

LISTA DE SIGLAS

AP	Perclorato de Amônio
CAD	Computer Aided Design
CFD	Computational Fluid Dynamics
EEL	Escola de Engenharia de Lorena
HTPB	Polibutadieno Líquido com Terminação Hidroxílica
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
ISS	International Space Station
LASC	Latin American Space Challenge
LEO	Low Earth Orbit
NASA	National Aeronautics and Space Administration
OBSat	Olimpíada Brasileira de Satélites
USP	Universidade de São Paulo

LISTA DE SÍMBOLOS

m	Massa (kg)
v	Velocidade (m/s)
v_e	Velocidade de exaustão dos gases (m/s)
Δv	Variação de velocidade (m/s)
m_P	Massa do propelente (kg)
m_S	Massa da estrutura (kg)
m_0	Massa inicial de lançamento do foguete (kg)
I_{SP}	Impulso específico (s)
m_L	Massa da carga útil (kg)
g	Gravidade (m/s ²)
A	Área de seção transversal (m ²)
p	Pressão (atm)
ρ	Densidade do ar (kg/m ³)
v_{esc}	Velocidade de escape (m/s)
v_{orb}	Velocidade de órbita (m/s)
I_T	Impulso Total (N.s)
D	Força de arrasto (N)
S	Força de sustentação (N)
μ	Razão de Massa
ε	Razão da Estrutura
λ	Razão da Carga Útil
R	Constante universal dos gases (8,314 J/mol·K)
t	Tempo (min)

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	11
1.1	Breve apresentação do Setor Aeroespacial	11
1.2	A era da privatização do Espaço	14
1.3	Justificativa para o desenvolvimento do Projeto	17
1.4	EPOS Projetos Aeroespaciais	17
1.5	Objetivo	18
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	19
2.1	Princípios Básicos para o Estudo do Movimento de Foguetes	19
2.2	Tipos de Propulsores de Foguetes	21
2.3	Foguetes com Estágios.....	24
2.4	Forças Atuantes em Foguetes na Atmosfera Terrestre	28
2.5	Fundamentos da Propulsão de Foguetes	31
2.6	Voo Espacial	32
3	METODOLOGIA	34
3.1	Definição da Missão	35
3.2	Análise dos Requisitos.....	35
3.3	Cálculos de Voo e Estruturais do Foguete.....	36
3.4	Design do Foguete	37
3.5	Simulações de Voo e Escoamento dos Motores	38
3.6	Análise de Viabilidade Econômica	38
4	RESULTADOS E DISCUSSÃO	40
4.1	Análise de voo	40
4.2	Resultados do Dimensionamento dos Motores.....	44
4.3	Resultados do Design das Peças do Foguete	47
4.4	Análise de Viabilidade Econômica	49
5	CONCLUSÃO	54
5.1	Jinx	54
5.2	Sugestões de Trabalhos Futuros	54
	REFERÊNCIAS	56

1 INTRODUÇÃO

Desde os primórdios da humanidade, o céu é amplamente observado seja por aqueles que contemplam a sua beleza ou pelos que desejam desbravar os seus mistérios. Com essa curiosidade, algumas civilizações antigas como os egípcios e os gregos começaram a desenvolver estudos sobre o espaço para entender melhor o seu funcionamento.

Esses estudos astronômicos fizeram a humanidade entender muito sobre o funcionamento do universo como fenômenos naturais (eclipses, estrelas, estações do ano, etc) ou as leis da natureza (gravidade, leis de Kepler, leis de Newton, Relatividade Geral, etc). Mas isso não bastou, o ser humano precisava descobrir como ir ao espaço.

1.1 Breve apresentação do Setor Aeroespacial

Antes de falar propriamente do setor aeroespacial é necessário falar do nascimento da ciência de foguetes que surgiu com alguns famosos cientistas. Galileu Galilei (1564 - 1642) foi um dos que provaram que um objeto em movimento não necessita da aplicação contínua de forças para se manter em movimento e, a essa propriedade, foi dado o nome de inércia. E falando em inércia, outro cientista que contribuiu para esse nascimento foi Sir Isaac Newton (1642 - 1727) que propôs três leis que seriam anos mais tarde fundamentais para a análise do movimento de um foguete.

O início de uma grande revolução começa com a imaginação, aquela vontade de prever como serão as tecnologias no futuro. E quem fez isso muito bem foi Júlio Verne (1828 - 1905) que escreveu uma ficção científica chamada “*De la Terre a la Lune*” ou “Da Terra à Lua” (VERNE, 1878), a qual um projétil tripulado é lançado em direção à Lua. Contudo, esse veículo não era propriamente um foguete, mas é como se fosse seu antecessor. Como prova de que a literatura e a história se misturam, na ficção de Júlio Verne, o projétil foi lançado da Flórida e o nome da missão era Columbia, que é o mesmo local e o mesmo nome dado a cápsula da missão *Apollo 11* da NASA (VERNE, 1878).

Uma vez que foi vislumbrada a possibilidade de viajar ao espaço, verificar a sua viabilidade passou a ser um passo importante. O responsável por analisar a exequibilidade do uso de foguetes foi Konstantin Tsiolkovsky (1857 - 1935), que conseguiu equacionar o movimento de um foguete relacionando a velocidade de escape do motor à mudança na velocidade do próprio veículo, com base na segunda lei do movimento de Newton. Esse

equacionamento é conhecido como “Equação do Foguete” ou “Equação de Tsiolkovsky” que começou a ser posta em prática nas décadas de 1920 e 1930 principalmente com Robert Goddard (1882 - 1945) o qual construiu e testou o primeiro foguete de propelente líquido do mundo em 16 de março de 1926 (NASA.GOV, 2017), dando início a chamada “Era Espacial”.

Neste período, o primeiro grande foguete, denominado V2 movido a álcool e oxigênio líquido, foi desenvolvido durante a Segunda Guerra Mundial. O projeto foi direcionado por Wernher von Braun (1912-1977) que mais a frente seria fundamental no projeto espacial americano. Com a queda alemã e início da Guerra Fria (1947 - 1989), Estados Unidos e União Soviética foram em busca dos cientistas alemães para levar toda essa tecnologia desenvolvida para suas nações dando início a chamada “Corrida Espacial” (FREUND, 2019).

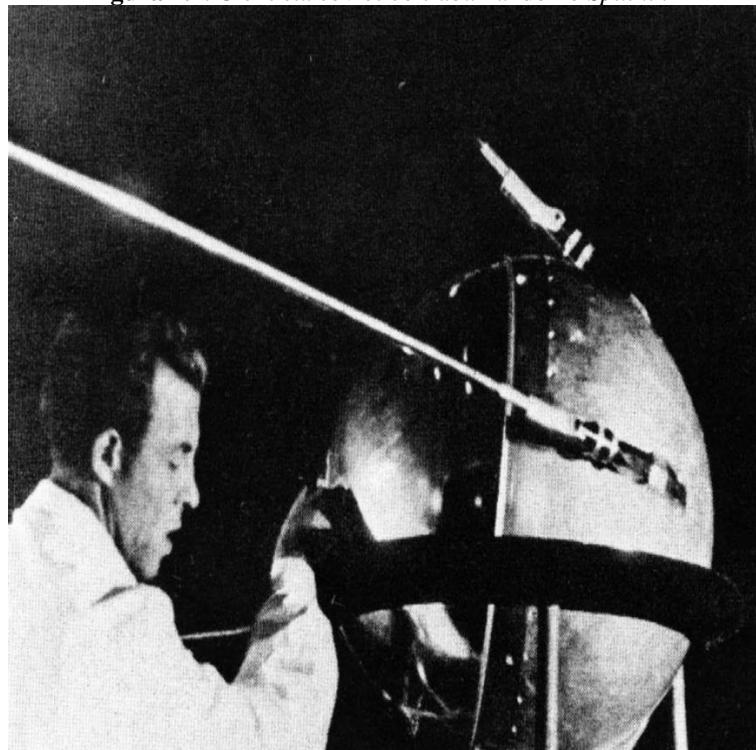
Figura 1.1. Wernher von Braun (ao centro) com o ex-presidente americano John F. Kennedy (direita)



Fonte: NASA.GOV (2007)

A União Soviética saiu na frente dos Estados Unidos ao lançar seu satélite *Sputnik I* em 4 de outubro de 1957. Dois meses mais tarde foi lançado o *Sputnik II* com o primeiro passageiro vivo, a cadela Laika. Os Estados Unidos enviaram seu primeiro satélite o *Explorer I* somente três meses após o *Sputnik I*, em que foi fundamental para detectar regiões importantes em torno da Terra que seriam mais tarde chamadas de Correias de Radiação de Van Allen (HARFORD, 1997).

Figura 1.2. Cientista soviético trabalhando no *Sputnik I*

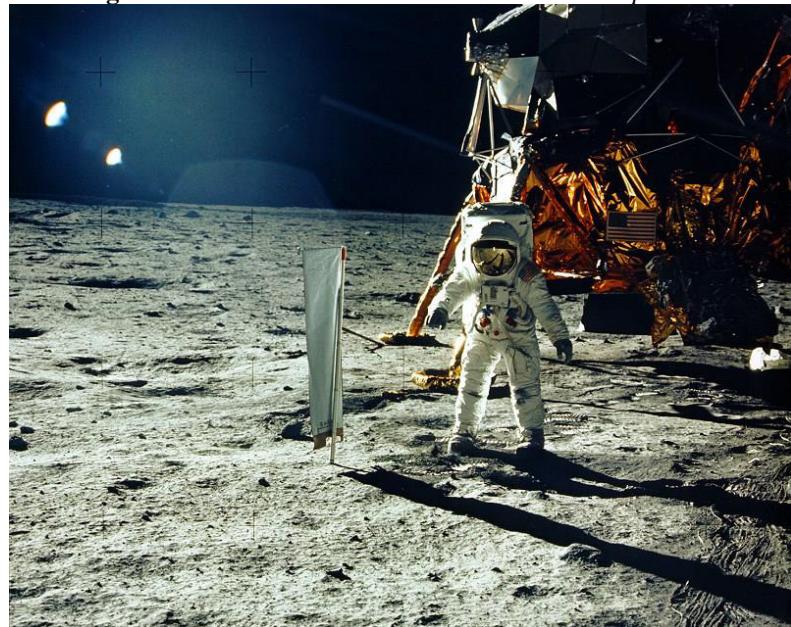


Fonte: NASA.GOV (2011)

Com essas novas fronteiras abertas começaram os grandes feitos de ambas as partes. Pela União Soviética em 12 de abril de 1961, o espaço tornou-se domínio dos humanos com o lançamento do cosmonauta Yuri Gagarin que teve o primeiro voo espacial com uma duração de 1 hora e 48 minutos. Durante esse tempo, Gagarin orbitou a Terra uma vez dentro de sua cápsula espacial *Vostok 1*, atingindo uma altitude máxima de 315 quilômetros. Pelos Estados Unidos, a NASA começou a trabalhar nos componentes de um foguete capaz de fazer um voo lunar de ida e volta, sendo esse foguete batizado de *Saturn V*, que teria 110,6 metros de comprimento, consistiria em três estágios - uma cápsula com uma pequena unidade de propulsão para a viagem de volta e um módulo lunar de dois estágios.

Ambas as nações continuaram mandando astronautas (ou cosmonautas, que é o nome utilizado pelos russos) para a órbita terrestre por toda a década de 1960 até que em 20 de julho de 1969, o astronauta americano Neil Armstrong pisou na Lua, essa foi a primeira vez na história que os humanos tocaram outro mundo. Ele estava acompanhado, na superfície lunar, de Edwin “Buzz” Aldrin Jr. enquanto Michael Collins permaneceu em órbita lunar na cápsula da *Apollo*. A missão *Apollo 11* foi a primeira de seis poucos na Lua que se estendeu até o final de 1972 (RIVER, 2015).

Figura 1.3. Buzz Aldrin na Lua durante a missão *Apollo 11*



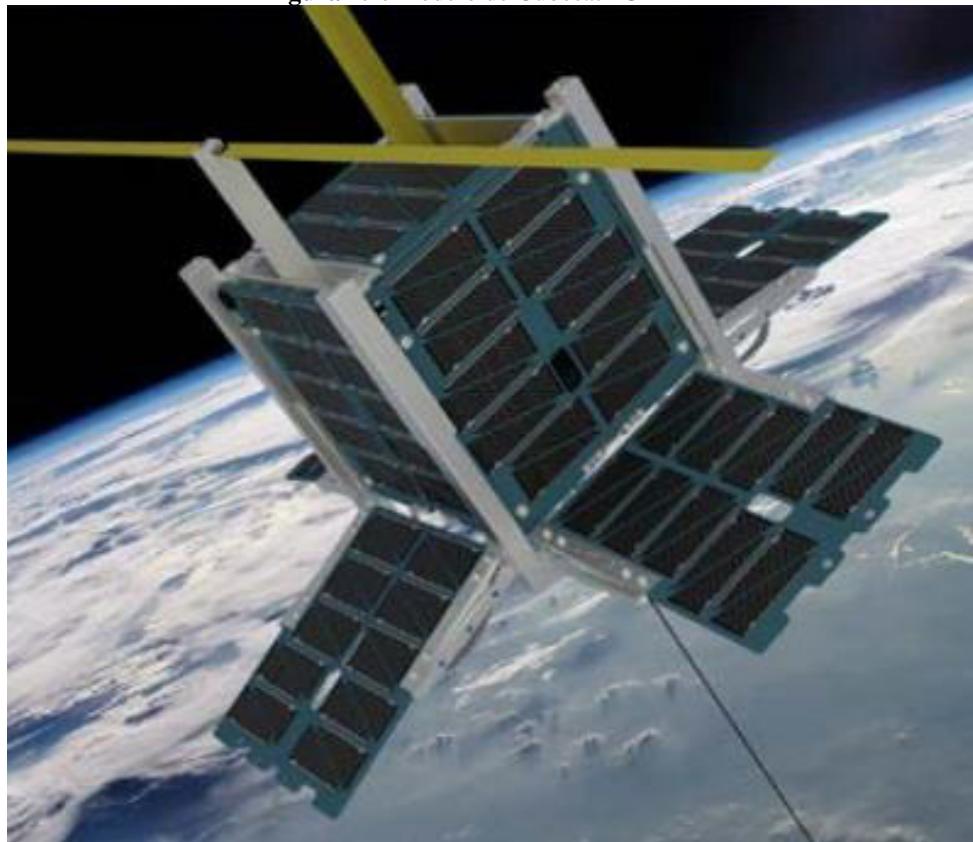
Fonte: NASA.GOV (2019)

Em 17 de julho de 1975, Estados Unidos e União Soviética fizeram uma missão em conjunto onde um astronauta e um cosmonauta se cumprimentaram no espaço. A partir desse momento as duas nações seguiram caminhos distintos. A União Soviética focou nos lançamentos de satélites e cosmonautas através da *Soyuz*, o que permitiu uma grande proficiência até os dias de hoje na atual Rússia. Já os Estados Unidos focaram nos ônibus espaciais que eram veículos reutilizáveis, ou seja, podia realizar várias missões, sendo eles fundamentais para a construção da Estação Espacial Internacional (*ISS-International Space Station*).

1.2 A era da privatização do Espaço

Na virada do milênio, a percepção de atuação no espaço mudou bastante por causa de um grupo de pesquisa em Stanford e da SpaceX. As missões espaciais sempre foram custeadas pelos governos e necessitavam de altos orçamentos, visto esse panorama alguns movimentos aconteceram. O primeiro deles foi em 1999 pelo Bob Twiggs, da Stanford University, em que ele propôs um modelo de satélite de pequeno porte, que segue um padrão mais simples, com a ideia de fornecer aos alunos a oportunidade de participar de um projeto espacial completo, incluindo a construção, os testes e a operação de um artefato com características similares aos primeiros satélites lançados. Dessa iniciativa, surgiram os *CubeSats* que são nanossatélites com dimensões padronizadas de 10cm x 10cm x 10cm, definindo 1U (NASA.GOV, 2017).

Figura 1.4. Modelo de Cubesat 1U



Fonte: NASA.GOV (2017)

Em 2002, foi fundada por Elon Musk na Califórnia a Space Exploration Technologies Corp, conhecida como SpaceX, que é uma empresa privada fabricante de sistemas espaciais, satélites e veículos lançadores. Além de produzirem os primeiros foguetes privados, conseguiram a façanha de pousar o primeiro estágio dos veículos lançadores e, mais recentemente, fizeram a primeira missão orbital totalmente civil, a *Inspiration 4* (VANCE, 2015).

Em 2010, o então presidente dos Estados Unidos, Barack Obama, cancela um projeto da NASA que levaria os humanos de volta à Lua. Isso foi um marco na mudança de direção das iniciativas espaciais, pois parte do investimento que seria para o programa lunar *Constellation* foi destinado para o fomento de empresas privadas (BBC NEWS, 2010). A SpaceX conseguiu aproveitar de diversas formas esse incentivo da NASA destinado a projetos realizados por empresas privadas. Em 2014, conseguiu um contrato de US\$ 6,8 bilhões para a ISS junto com a Boeing. Foi a primeira empresa a fazer um voo orbital tripulado (Robert Louis “Bob” Behnken e Doug Hurley).

O impacto desses dois feitos foi muito grande, uma vez que os CubeSats permitem uma aplicação de satélites mais rápida e mais acessível para pessoas, empresas e institutos de pesquisa. Por outro lado, a iniciativa privada fazendo lançadores reutilizáveis barateia o custo para levar itens ao espaço, seja pesquisas, satélites, sondas ou até pessoas. Juntando esses dois fatores, o espaço se torna economicamente muito mais atraente, pois quem já atuava na área terá os custos reduzidos e quem não atuava terá novas oportunidades devido aos preços mais acessíveis.

Figura 1.5. Momentos em que os foguetes auxiliares pousam de maneira sincronizada.



Fonte: SpaceX (2018)

Essa nova visão econômica do espaço é conhecida como “*New Space*” e ela abre muitas portas para novas possibilidades como: a exploração da Lua para trazer recursos como o Hélio-3, viagem para outros lugares como a colonização de Marte, o turismo espacial como está sendo feito pela Virgin Galactic, mais *players* no atual mercado como a Planet Labs que tem uma constelação de satélites próprios para vender serviços e a Rocket Lab que produz veículos lançadores de pequeno porte (atualmente avaliada em US\$ 4,8 bi).

1.3 Justificativa para o desenvolvimento do Projeto

Além de todas as tecnologias, as pesquisas e os avanços que foram proporcionados pela exploração espacial, outro fator muito importante dessa equação é o imaginário. A crença na evolução e a busca pelo desconhecido são fatores que sempre estiveram atrelados a espécie humana, em que desde sempre foi fascinada por desvendar o desconhecido, seja dominando o fogo, aprendendo a agricultura, desbravando os mares ou agora explorando o espaço.

O momento é muito propício para embarcar nessa jornada, pois a humanidade não se atrai tanto pelo setor aeroespacial desde o pouso na Lua. Durante a graduação na EEL/USP o autor do presente trabalho teve a oportunidade de fundar uma entidade estudantil chamada “EPOS Projetos Aeroespaciais” que tem o propósito de desenvolver e consolidar o setor por meio da construção de foguetes experimentais, cubesats, além de disseminar o conhecimento sobre as tecnologias envolvidas. Durante essa jornada foi possível desenvolver as capacidades técnicas, para a construção de um veículo lançador, e de gestão, para torná-lo viável. Tais qualidades permitiram embarcar na jornada desafiadora que foi realizar o presente trabalho.

1.4 EPOS Projetos Aeroespaciais

Dezembro de 2018, foi criada a entidade estudantil da EEL/USP chamada EPOS Projetos Aeroespaciais que tem como missão contribuir para o desenvolvimento e consolidação do setor aeroespacial. É formada por alunos que são divididos em áreas técnicas (aerodinâmica, propulsão, sistemas embarcados e recuperação), áreas burocráticas (administrativo/financeiro e marketing/Relações Externas) e *squads* (atualmente são dois: *squad* de patrocínio e *squad* de cubesat).

A EPOS possui duas linhas de projetos técnico (até o momento de escrita dos presente trabalho) que são: Projeto *Harley Quinn* que trabalha no desenvolvimento de foguetes para competições universitárias e o Projeto *Black Canary* que trabalha no desenvolvimento de cubesats também para competições.

No ano de 2021, a entidade participou de três competições (OBSat - Olimpíada Brasileira de Satélites, INPE CubeDesign e LASC - Latin American Space Challenge) e alcançou o pódio em todas as categorias que participou tanto com o foguete quanto com o cubesat. Além das competições a EPOS tem um preocupação muito grande com a disseminação de conhecimento, que faz com que a entidade tenha uma frente de atuação com esse propósito.

1.5 Objetivo

O mercado de *New Space* vem crescendo muito nos últimos anos, principalmente devido à redução dos custos de produção de veículos lançadores de satélites e da popularização de minissatélites. Visto isso, o objetivo principal deste trabalho é desenvolver um projeto de um veículo, cujo nome é Jinx, lançador de microssatélites com a capacidade de colocá-los em órbitas terrestres baixas (LEO - *Low Earth Orbit*) e que seja economicamente viável à utilização em uma *startup* no Brasil.

Com o objetivo principal alcançado, o intuito é que a *startup* “*Epic of Sun*” possa utilizar o projeto do veículo lançador Jinx de forma a torná-lo real, ou seja, construindo-o para trazer a autonomia de lançamentos para o Brasil e, dessa forma, atender o mercado interno, principalmente no que tange às áreas de comunicação (direcionado a constelações de cubesats para fornecimento de serviço de internet das coisas) e defesa (enfoque em constelação de cubesats para imageamento do território brasileiro), além de expandir para o mercado internacional.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Um veículo lançador de satélites é um sistema bastante complexo e, para o desenvolvimento de projetos como esse, é fundamental o conhecimento de conceitos e técnicas que envolvam desde a física básica atuante nos lançamentos destes veículos até as manobras responsáveis por colocar um satélite em órbita.

2.1 Princípios Básicos para o Estudo do Movimento de Foguetes

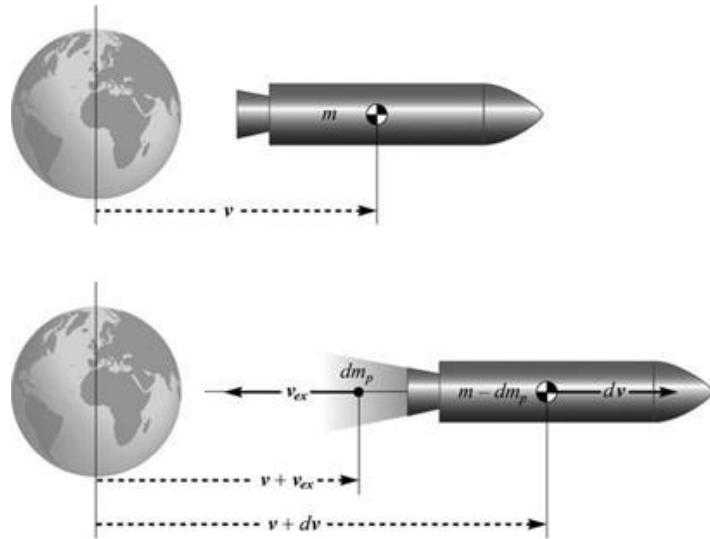
Para começar o estudo do movimento de um foguete é necessário entender o princípio da conservação do momento linear. Para isso, considere a segunda Lei de Newton, a qual diz que a somatória das forças externas é igual a taxa de variação da quantidade de movimento linear do sistema. Desta relação, resulta a equação do movimento de um foguete, dada por (WALTER, 2018)

$$\sum \mathbf{F} = \frac{d(m \cdot \mathbf{v})}{dt} = m \frac{d\mathbf{v}}{dt} + \mathbf{v} \frac{dm}{dt} \quad (1)$$

Em que \mathbf{F} é o somatório das forças externas, m é a massa e \mathbf{v} é a velocidade.

A utilização da segunda Lei de Newton é representada na forma da Equação 1, pois há uma variação de massa durante o movimento, ou seja, o propelente entra em combustão e os gases são expelidos do foguete. Isso ocorre porque o propelente (combustível + oxidante) representa mais de 80% do peso total do foguete (PALMERIO, 2017).

Figura 2.1. Um foguete em espaço livre antes (acima) e depois (abaixo) do início da combustão



Fonte: Ulrich Walter (2018)

A Figura 2.1 mostra uma análise do comportamento de um foguete em que no início do movimento o foguete ganha velocidade $d\mathbf{v}$ e, devido a queima do propelente, sua massa diminui de dm , fazendo com que os gases gerados na combustão do propelente saiam pelo bocal com velocidade \mathbf{v}_e (WALTER, 2018). Considerando $\sum \mathbf{F}_{externas} = 0$ e $\sum m\mathbf{v} = constante$, pode-se escrever:

$$m(-\mathbf{v}) = (m - dm)(\mathbf{v} + d\mathbf{v}) + dm(\mathbf{v} - \mathbf{v}_e)$$

$$m(-\mathbf{v}) = m\mathbf{v} - \mathbf{v}dm + md\mathbf{v} - d\mathbf{v}(-dm) + \mathbf{v}dm - \mathbf{v}_e(-dm) \quad (2)$$

Como o diferencial duplo $-dmd\mathbf{v}$ matematicamente desaparece em relação aos diferenciais simples dm e $d\mathbf{v}$ na Equação 2, obtemos

$$d\mathbf{v} = \mathbf{v}_e \frac{dm}{m}$$

$$\int d\mathbf{v} = \mathbf{v}_e \int_{m_0}^m \frac{dm}{m}$$

$$\Delta\mathbf{v} = \mathbf{v}_e \ln\left(\frac{m_0}{m}\right) \quad (3)$$

Assim, a chamada Equação de Tsiolkovsky ou Equação do Foguete é definida na forma escalar por (WALTER, 2018)

$$\Delta v_{(t)} = ve \ln \left(\frac{m_0}{m_0 - \dot{m} \cdot t} \right) \quad (4)$$

em que ve é a velocidade de exaustão dos gases e m_0 é a massa inicial do foguete.

A Equação de Tsiolkovsky é fundamental para o estudo de foguetes, pois ela relaciona a variação de velocidade do movimento com a quantidade de massa, ou seja, com ela é possível calcular a massa de combustível necessária para gerar a energia cinética suficiente para colocar a carga útil na órbita desejada. A seguir é apresentada uma variação da Equação 4 em função da massa de propelente do foguete

$$\Delta v = ve \ln \left(\frac{m_S + m_P}{m_S} \right)$$

$$m_P = m_S \left[e^{\frac{\Delta v}{ve}} + 1 \right] \quad (5)$$

em que m_P é a massa de propelente do foguete e m_S é a massa da estrutura. Essa consideração é feita partindo do pressuposto que a massa inicial do foguete é igual a massa do propelente mais a massa da estrutura e a massa final do foguete é apenas a massa da estrutura pois o propelente é queimado durante o voo.

2.2 Tipos de Propulsores de Foguetes

O propulsor é o sistema que impulsiona o foguete em seu movimento ascendente por meio de um duto de saída chamado de tubeira, responsável por escoar a matéria armazenada em seus tanques de combustível, produzindo assim o empuxo necessário para fazer o veículo voar. (SUTTON, 2010)

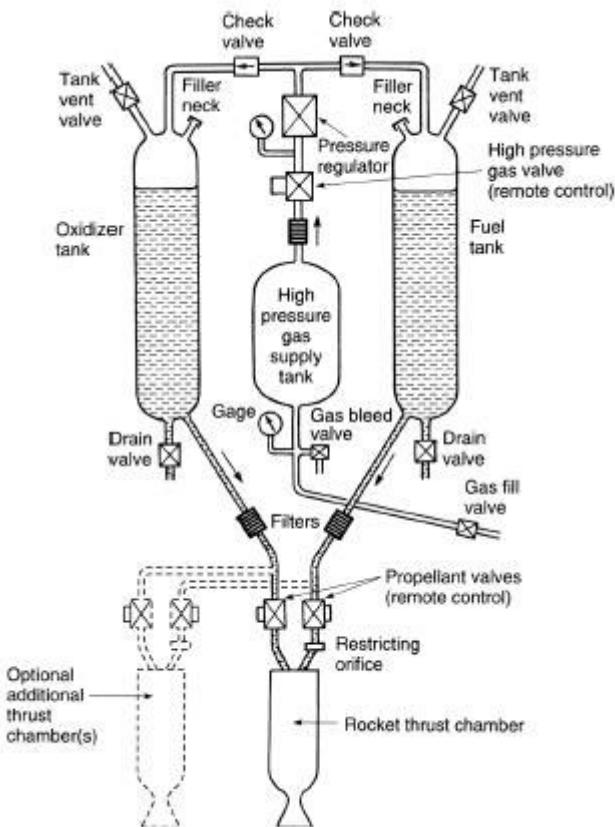
A fonte de energia mais útil para o foguete é a combustão química, mas também existem outras fontes de energia como a fornecida pela radiação solar que é utilizada como fonte de energia elétrica que aciona mecanismos que produzem empuxo ou pela reação nuclear que é usada para aquecimento de gases que são acelerados gerando empuxo (INPE, 2018).

As classificações dos motores de foguetes podem ser de acordo com o tipo de fonte de energia (química, nuclear ou solar), a função básica (primeiro estágio, estágios superiores, controle de atitude, etc.), tipo de propelente, dentre outras (SUTTON, 2010).

Neste trabalho será considerada a propulsão química de foguetes. Esse tipo de sistema propulsivo necessita do combustível e do oxidante que vão embarcados no foguete, podendo ser de três formas: líquido, sólido e híbrido.

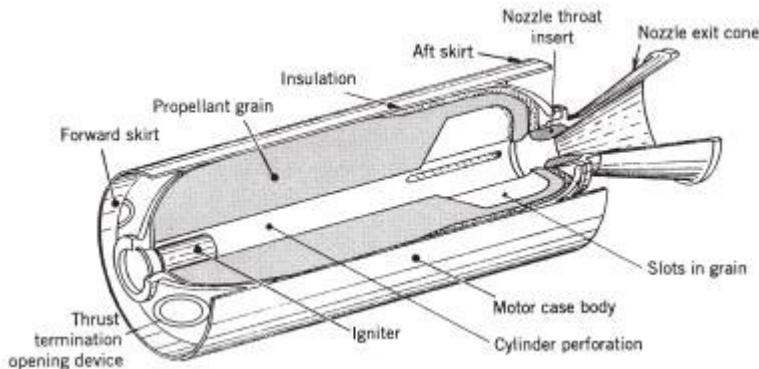
Os motores com propelente líquido armazenam o combustível e o oxidante em tanques, ambos são acionados por turbobombas que os levam do tanque até a câmara de combustão onde ocorre a reação química gerando gases quentes, que por sua vez são acelerados e ejetados em alta velocidade através da tubeira, e assim dando impulso ao veículo (SUTTON, 2010). A Figura 2.2 mostra o funcionamento de um motor a propulsão líquida.

Figura 2.2. Motor de propulsão líquida



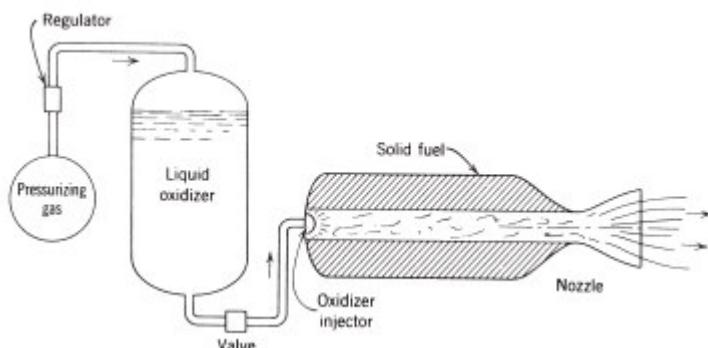
Fonte: George P. Sutton (2010)

Os motores com propelente sólido não possuem tanque de armazenamento, pois o combustível e o oxidante ficam misturados, além de estarem contidos diretamente na câmara de combustão. A essa mistura é chamada de “grão propelente”. A geometria desse grão propelente impacta diretamente na taxa de queima do motor. A Figura 2.3 ilustra o funcionamento de um motor a propulsão sólida.

Figura 2.3. Motor de propulsão sólida

Fonte: George P. Sutton (2010)

Os motores com propelente híbrido possuem o combustível sólido e o oxidante líquido. O oxidante líquido é armazenado em um tanque interno, assim como o motor de propulsão líquida. Já o combustível é colocado diretamente na câmara de combustão, como o motor de propulsão sólido. A Figura 2.4 mostra o funcionamento de um motor a propulsão híbrida.

Figura 2.4. Motor de propulsão híbrida

Fonte: George P. Sutton (2010)

Para uma análise comparativa mais clara quanto a atuação de cada tipo de motor e o impacto deles em um projeto de engenharia, informações como tipo de oxidante, tipo de tanque, densidade do propelente, ISP (impulso específico) e tipo de risco são apresentados na Tabela 2.1.

Tabela 2.1. Comparação entre motores químicos

Motor Líquido	Motor Sólido	Motor Híbrido
Oxidante e combustível separados	Oxidante e combustível misturados	Oxidante e combustível separados

Tanques com líquido/gases	Grão sólido	Grão sólido + Tanques com líquido/gases
Raramente aditivados	Comumente aditivado	Raramente aditivados
Baixa densidade	Alta densidade	Média densidade
Alto ISP	Baixo ISP	Médio ISP
Engenharia complexa	Engenharia simples	Engenharia moderada
Risco baixo	Risco moderado/alto	Risco baixo

Fonte: Autor

A Tabela 2.1 mostra fatores importantes em um projeto. O fato do combustível e oxidante estarem juntos ou separados afeta a estrutura necessária para construir um motor, ou seja, o motor pode precisar de um tanque de armazenamento ou o propelente pode ir direto na câmara de combustão.

A densidade e o impulso específico estão relacionados à transformação de massa em energia. Um propelente com alta densidade significa que é mais compacto, isso quer dizer que a massa necessária para gerar uma certa energia ocupa menor volume que um propelente menos denso. O impulso específico maior representa um propelente mais leve, ou seja, necessita de menos massa que um propelente com menor impulso específico para gerar a mesma energia.

A engenharia e os riscos impactam no custo benefício. Motores a propulsão líquida exigem uma engenharia mais complexa para fazer funcionar, porém quando pronto permite ajustes durante o voo. Já motores a propulsão sólida são mais simples de construir, mas não permitem mudanças depois de feito, então qualquer erro no projeto pode causar acidentes graves. Motores a propulsão híbrida são uma mistura dos dois anteriores, não é tão complexo e não é tão perigoso.

2.3 Foguetes com Estágios

Observando a Equação 3, é possível pensar que a massa final do foguete m é igual a massa da carga útil. Porém, mesmo a massa do combustível ocupando uma parte expressiva da massa total do foguete, ainda há toda a estrutura interna, externa, sistemas embarcados e, principalmente, os tanques e estrutura dos motores. Dessa forma, pode-se definir as razões de massas dadas por (WALTER, 2018):

$$Razão\ de\ Massa: \quad \mu = \frac{m}{m_o} = \frac{m_S + m_L}{m_o} \quad (6)$$

$$Razão\ da\ Estrutura: \quad \varepsilon = \frac{m_S}{m_o - m_L} = \frac{m_S}{m_S + m_P} \quad (7)$$

$$Razão\ da\ Carga\ Útil: \quad \lambda = \frac{m_L}{m_o - m_L} = \frac{m_L}{m_S + m_P} \quad (8)$$

em que $m = m_S + m_L$, sendo m_S a massa da estrutura e m_L a massa da carga útil.

Com as razões das massas observa-se que tanto a razão da estrutura, quanto a razão da carga útil, não estão relacionadas à massa total, mas sim a massa da estrutura somada a massa de propelente. Isso permite que a partir de μ , ε e λ seja possível realizar as seguintes considerações:

$$\mu(1 + \lambda) = \frac{m_S + m_L}{m_o} \frac{m_S + m_P + m_L}{m_S + m_P} = \varepsilon + \lambda \quad (9)$$

$$\mu = \frac{\varepsilon + \lambda}{1 + \lambda} \quad (10)$$

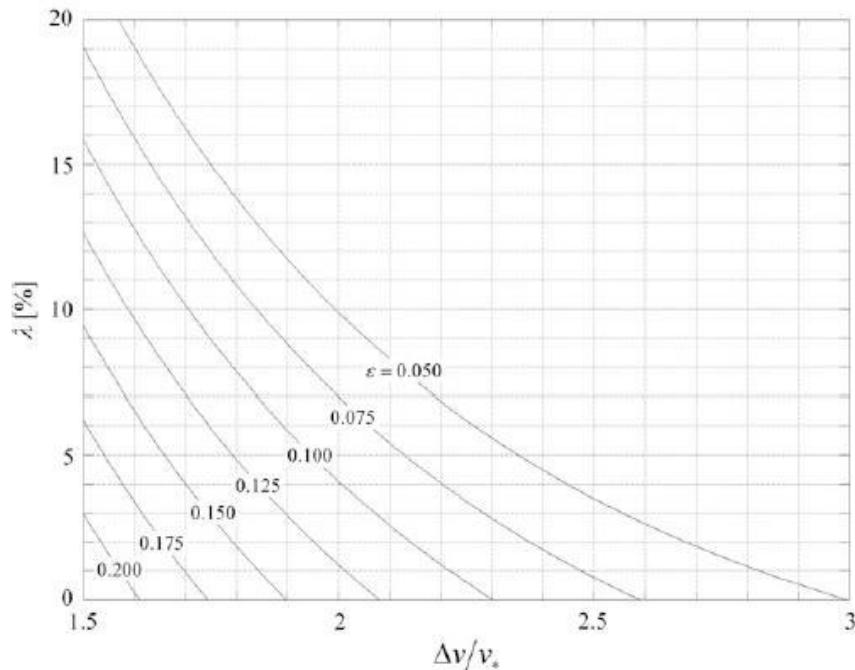
Considerando a Equação 3, temos que:

$$\frac{\Delta v}{v_e} = - \ln \frac{\varepsilon + \lambda}{1 + \lambda} \quad (11)$$

$$\lambda = \frac{e^{-\frac{\Delta v}{v_e} - \varepsilon}}{1 - e^{-\frac{\Delta v}{v_e}}} \quad (12)$$

A Equação 12 relaciona a relação de carga útil com a demanda de propulsão alcançável em uma dada proporção estrutural do foguete e com a velocidade de escape do motor (WALTER, 2018).

Figura 2.5. Razões de carga útil obtidas para demanda de propulsão para diferentes razões estruturais



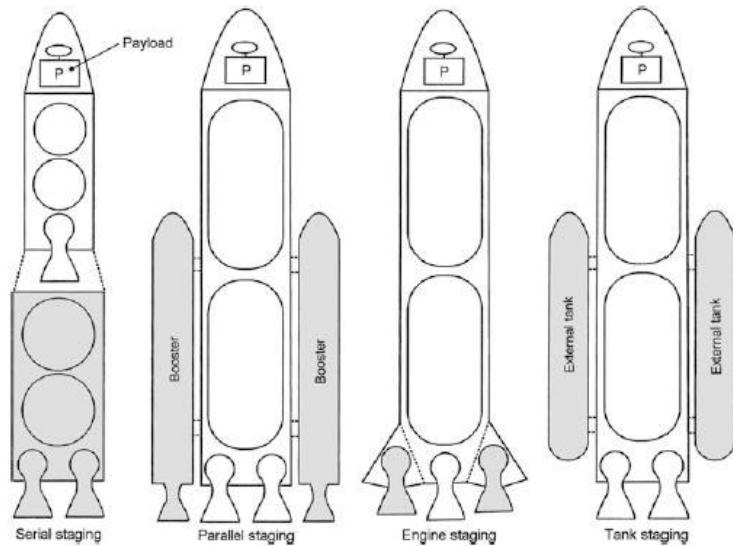
Fonte: Ulrich Walter (2018)

A Figura 2.5 mostra o limite estrutural que há em $\varepsilon = 0,05$, que impacta diretamente na energia gerada ($\Delta v/v_e$). Por exemplo, se $\lambda = 3\%$ então $\Delta v/v_e$ deve ser menor que 2,5 considerando $\varepsilon = 0,05$ (WALTER, 2018).

Com isso, pode-se verificar que existem limites para a massa de carga útil transportada devido a massa estrutural ser finita. Este limite é crucial para a construção de um foguete. E para resolver esse problema, a solução é estagiar o foguete, ou seja, dividir o combustível total necessário para realizar a missão com mais de um motor. (WALTER, 2018)

Esse estagiamento traz algumas vantagens como a possibilidade de adaptar o motor para o ambiente de execução (por exemplo: um motor projetado para atuar dentro da atmosfera e um motor projetado para atuar no vácuo) de forma a aumentar a eficiência ao ejetar os estágios já utilizados diminuindo assim a massa estrutural do foguete (WALTER, 2018). A Figura 2.6 ilustra modelos de foguetes com diferentes estágios.

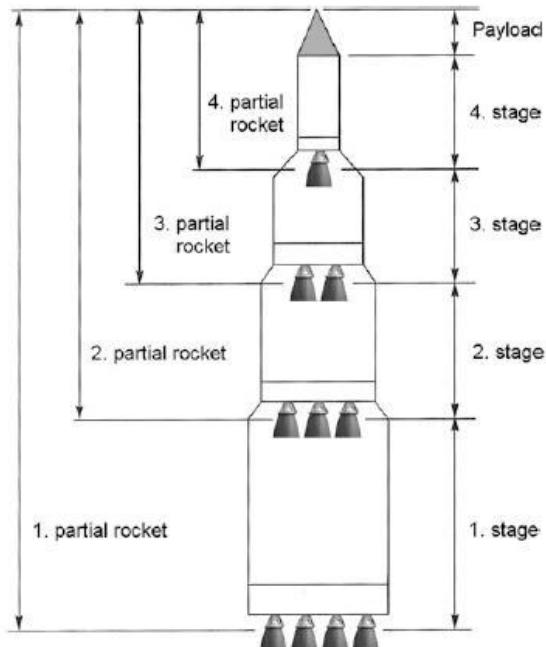
Figura 2.6. Exemplos de estagiamento de foguetes



Fonte: Ulrich Walter (2018)

A Figura 2.6 mostra que os estágios podem ser feitos de diversas maneiras. De forma serial com o foguete *Saturn V* que levou as missões *Apollo*, podem ser em paralelo como o *Space Shuttle*, podem ser motores de estágio com o foguete russo *Soyuz* e também podem ter tanques de estágio como parte do *Space Shuttle*.

Figura 2.7. Foguete com 4 estágios



Fonte: Ulrich Walter (2018)

Com o modelo de estágios e considerando a Figura 2.7 é possível analisar o foguete dividindo em 4 partes. A primeira parte representa a soma de todas as quatro partes; a segunda

parte representa a soma da segunda, terceira e quarta parte; a terceira parte representa a soma da terceira com a quarta parte; e a quarta parte representa a carga útil do foguete.

2.4 Forças Atuantes em Foguetes na Atmosfera Terrestre

Quando um foguete decola da Terra, a atmosfera desempenha um papel muito importante no seu movimento, assim como durante seu movimento em baixas altitudes terrestres e na reentrada. Na decolagem e na reentrada o ar ocasiona a força de arrasto, que atua contra o movimento do corpo, enquanto em baixas altitudes o movimento é afetado devido ao arrasto atmosférico residual. (WALTER, 2018)

A pressão atmosférica vai diminuindo a partir do nível do mar conforme aumenta a altitude, isso ocorre devido a densidade do ar que fica mais rarefeita. A variação da pressão pode ser representada por

$$\begin{aligned} d\mathbf{p} &= d\left(\frac{mg}{A}\right) = \frac{g}{A}dm \\ d\mathbf{p} &= \frac{g}{A}d(\rho As) = \rho gds \end{aligned} \quad (13)$$

em que m é a massa, \mathbf{g} é a gravidade, A é a área onde é imposta a pressão, s é a distância que nesse caso é a altitude e ρ é a densidade do ar.

A pressão atmosférica é representada em função da altura em que o corpo se encontra em relação a superfície terrestre e tem sentido oposto à s , assim pode-se considerar $ds = -dh$ na Equação 13 e teremos (WALTER, 2018)

$$\frac{d\mathbf{p}}{dh} = -\rho \mathbf{g}(h) \quad (14)$$

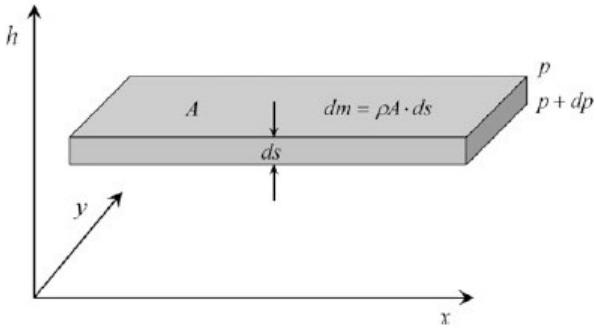
Dessa forma, a aceleração da gravidade pode ser definida como

$$\mathbf{g}(h) = \mathbf{g}o \frac{R^2}{r^2} = \mathbf{g}o \frac{R^2}{(R+h)^2} \quad (15)$$

sendo que go é a aceleração da gravidade no nível do mar, R é o raio da Terra e r é o raio da Terra mais uma altitude h .

A Figura 2.8 ilustra as considerações feitas na Equação 13 em que é feita uma análise da pressão atmosférica para uma espessura infinitesimal ds .

Figura 2.8. Características da espessura infinitesimal de uma camada atmosférica



Fonte: Ulrich Walter (2018)

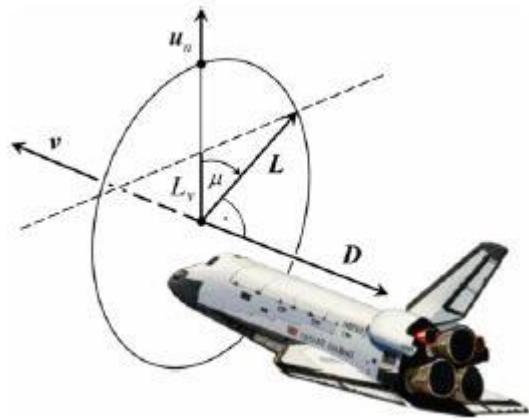
Além da força gravitacional que atua no movimento do foguete, existem outras forças importantes, como as forças aerodinâmicas de Arrasto e de Sustentação. O arrasto \mathbf{D} tem direção oposta à trajetória de voo devido à resistência do corpo ao movimento em um fluido, e a sustentação \mathbf{L} tem direção normal à trajetória do voo. As forças de arrasto e de sustentação são definidas, respectivamente por (ANDERSON, 1991)

$$\mathbf{D} = C_D \frac{1}{2} \rho A \mathbf{v}^2 \quad (16)$$

$$\mathbf{L} = C_L \frac{1}{2} \rho A \mathbf{v}^2 \quad (17)$$

onde C_D e C_L são coeficientes de arrasto e sustentação, respectivamente.

A figura 2.9 mostra a atuação das forças de arrasto e sustentação. Sendo o arrasto \mathbf{D} oposto ao movimento representado pelo vetor \mathbf{v} . A sustentação \mathbf{L} é normal ao movimento, o plano normal é representado pelo vetor \mathbf{u} e pelo ângulo μ .

Figura 2.9. Vetores das forças aerodinâmicas

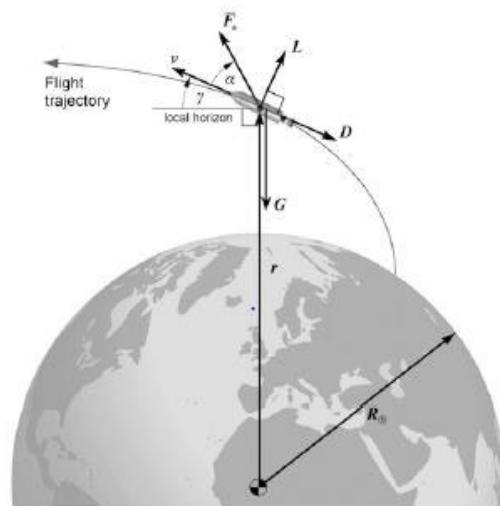
Fonte: Ulrich Walter (2018)

Da equação do movimento em função das forças atuantes no corpo, tem-se que

$$m\ddot{\mathbf{v}} = \mathbf{F}_P + \mathbf{F}_{ext} \quad (18)$$

em que \mathbf{F}_P (Equação 23) é a força propulsiva do foguete e \mathbf{F}_{ext} são todas as forças externas que, no caso do lançamento feito da Terra, são as forças gravitacionais e aerodinâmicas. Substituindo as Equações 16 e 17 na Equação 18 temos

$$m\frac{d\mathbf{r}}{dt} = \mathbf{F}_P(t) + m\mathbf{g}(t) + \mathbf{D}(\mathbf{v}, \mathbf{r}) + \mathbf{L}(\mathbf{v}, \mathbf{r}) \quad (19)$$

Figura 2.10. Vetores relacionados ao movimento do foguete

Fonte: Ulrich Walter (2018)

A Figura 2.10 apresenta as forças atuantes no movimento do foguete, sendo elas força propulsiva representada por v na direção e sentido do movimento, a força gravitacional

representada por \mathbf{G} direcionada ao centro da Terra, força de arrasto representada por \mathbf{D} de sentido contrário ao movimento, força de sustentação representada por \mathbf{S} normal ao movimento, força resultante representada por \mathbf{F} , o ângulo da trajetória de voo é γ e o ângulo que \mathbf{F} faz em relação a trajetória é α .

2.5 Fundamentos da Propulsão de Foguetes

Os princípios básicos da propulsão de foguetes envolvem alguns conceitos de Mecânica, Termodinâmica e Química. A propulsão de foguetes é um tipo de propulsão a jato que produz empuxo à medida que ejeta matéria chamada de propelente que é armazenada no veículo (SUTTON, 2010). O impulso total é representado por

$$\mathbf{I}_T = \int_0^t \mathbf{F} dt \quad (20)$$

O impulso total \mathbf{I}_T é definido como a integral da força de empuxo em um intervalo de tempo. Outro conceito importante é o impulso específico (I_{SP}) que é o impulso total por unidade de peso do propelente. O impulso específico é muito utilizado para medir o desempenho de um motor foguete, ou seja, quanto maior o impulso específico maior o desempenho. O impulso específico é definido por (SUTTON, 2010)

$$I_{SP} = \frac{\int \mathbf{F} dt}{go \int \dot{m} dt} = \frac{\mathbf{I}_T}{m_P \cdot go} \quad (21)$$

Na tubeira do foguete há outro conceito importante para o estudo de propulsão, denominada velocidade de exaustão, que é a velocidade média na qual o propelente é ejetado do veículo. A velocidade de exaustão é descrita por

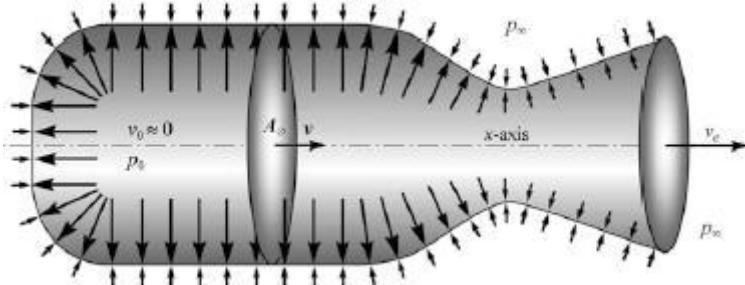
$$ve = I_{SP}(-go) = \frac{F_P}{\dot{m}} \quad (22)$$

A força que faz o foguete se movimentar é o empuxo, que é a força produzida por um sistema de propulsão de foguete agindo sobre um veículo, ou seja, é a reação vivenciada por sua estrutura devido à ejeção de matéria em alta velocidade, e é dada por (SUTTON, 2010)

$$\mathbf{F}_P = \frac{dm}{dt} \mathbf{v}e = \dot{m}(-\mathbf{v}e) \quad (23)$$

O movimento do foguete se dá pela terceira lei de Newton (ação e reação), e a Figura 2.11 ilustra a atuação das forças provocadas pela reação de combustão dentro da câmara de combustão.

Figura 2.11. Balanço de pressão na câmara de combustão



Fonte: Ulrich Walter (2018)

A Figura 2.11 mostra força exercida pelos gases após a combustão. As forças laterais se equivalem, porém as forças na direção do bocal não, o que gera empuxo com o escoamento dos gases que são acelerados pelo bocal convergente-divergente.

Por conta da geometria da tubeira e das variações do ambiente, como altitude e clima, pode ocorrer um desequilíbrio do ambiente externo ou pressão atmosférica p_3 e a pressão local p_2 do jato de gás quente no plano de saída do bocal. Dessa forma é possível descrever a força propulsiva que move um foguete por uma atmosfera homogênea por

$$\mathbf{F}_P = \dot{m}(-\mathbf{v}e) + (p_2 - p_3)A_2 \quad (24)$$

O primeiro termo ($\dot{m}(-\mathbf{v}e)$) é o empuxo causado pela queima do propelente e o segundo termo ($(p_2 - p_3)A_2$) é o empuxo de pressão que é o produto da área de saída do bocal (A_2) e a diferença entre a pressão de saída dos gases e a pressão do ambiente.

2.6 Voo Espacial

Após sair da atmosfera terrestre as forças aerodinâmicas deixam de ser uma preocupação, porém outras situações aparecem. A Lei de Newton que aborda a gravidade

também atua em corpos no espaço e, para um foguete sair da Terra, do Sistema Solar ou até mesmo da nossa galáxia, a velocidade de escape deve ser superada. Considerando que

$$\frac{1}{2}mv^2 = m \int \mathbf{g}dR \quad (25)$$

e substituindo a Equação 15 na Equação 25, obtem-se a velocidade de escape dada por (BATES; MULLER; WHITE, 1971)

$$v_{esc} = R \sqrt{\frac{2go}{R+h}} \quad (26)$$

onde Ro é o raio médio efetivo da Terra (6374,2 km), h é a altitude da órbita acima do nível do mar, e go é a aceleração da gravidade na superfície terrestre (9.806 m/s).

No caso da Terra, a velocidade de escape é 11.179 m/s e isso impacta diretamente no planejamento de um lançamento de um foguete. Conforme um foguete decola pela atmosfera da Terra, um forte aquecimento aerodinâmico e pressões dinâmicas são aplicados no corpo. Por isso, é importante projetar o foguete para atravessar a atmosfera em velocidade relativamente baixa e acelerar para as altas velocidades além da densa atmosfera (SUTTON, 2010).

Naves espaciais ou cápsulas de comando podem atuar como satélites orbitando a Terra de forma similar à Lua em órbitas que são normalmente elípticas, porém mantém a altitude acima da atmosfera da Terra, pois dessa forma é possível reduzir o arrasto que puxa o veículo para mais perto da Terra (SUTTON, 2010).

No caso da órbita circular, a velocidade do veículo deve ser capaz de fazer com que sua força centrífuga equilibre a atração gravitacional da Terra. A velocidade necessária para manter órbitas circulares é definida por

$$\frac{mv^2}{R} = m \cdot go$$

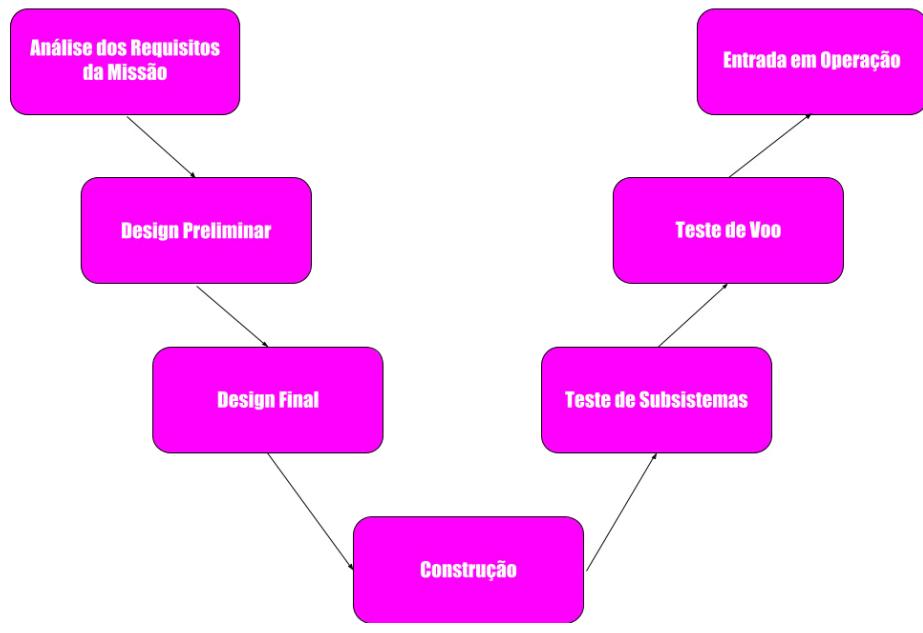
$$v_{orb} = R \sqrt{\frac{go}{(R+h)}} \quad (27)$$

A órbita circular é um caso específico das órbitas elípticas.

3 METODOLOGIA

O projeto Jinx (veículo lançador de microssatélites referente a este trabalho) foi planejado para ser executado em duas etapas. A primeira etapa, objetivo principal deste trabalho, consiste na idealização do projeto, design, simulações de voo, simulações de estrutura do foguete e simulação de escoamento dos gases nos motores; e a segunda etapa é a manufatura, testes e lançamento do foguete. Os resultados referentes à primeira etapa estão apresentados no Capítulo 4 deste trabalho. A expectativa é que, com relação à segunda etapa, os resultados obtidos do projeto possam ser utilizados por *startups* como a *Epic of Sun*.

Figura 3.1. Diagrama em V do projeto Jinx



Fonte: Autor

O diagrama da figura 3.1 é um conceito de engenharia de sistemas chamado de “Modelo V” que foi implementado no projeto Jinx. A descida foi a parte realizada no trabalho, pois contém todo o desenvolvimento do veículo a partir da análise de requisitos, passando pelos cálculos estruturais e finalizando com as simulações no design final do foguete.

3.1 Definição da Missão

O objetivo de um foguete é cumprir uma missão, por exemplo, levar astronautas à ISS, colocar um satélite em órbita terrestre, levar uma sonda para Marte, dentre outras.

Para selecionar a missão do projeto Jinx foi feita uma análise macroeconômica para ver o panorama do mercado espacial no mundo e comparar com as possibilidades de implementação no Brasil. Ademais, foi feita uma análise de competências técnicas para verificar as capacidades técnicas para desenvolver o projeto, tanto na parte de design quanto em uma possível construção do foguete futuramente.

Desta análise observou-se que o mercado espacial de veículos lançadores de pequeno porte está em ascensão em todo o mundo com projeções de crescimento de 15,7% ao ano até 2027 (ALLIED MARKET RESEARCH, 2020). Desta forma, a missão definida para a Jinx (o veículo lançador de microssatélites do presente trabalho) é a de colocar microssatélites em órbitas LEO em específico à 500 km de altitude.

3.2 Análise dos Requisitos

Partindo da missão do foguete, foram analisados os requisitos necessários para a conclusão da mesma e, dentre eles, pode-se destacar a engenharia de requisitos para nortear o desenvolvimento do projeto e assim alcançar tanto a máxima eficiência quanto a máxima segurança.

O primeiro requisito analisado foi a capacidade máxima da carga útil, pois ela impacta diretamente no tamanho do veículo lançador, ou seja, quanto maior a capacidade de carga, maior a quantidade de combustível exigido na missão. Para o foguete Jinx foram definidos 300 kg de capacidade de carga útil, levando em conta o objetivo de inserir em órbita LEO micro e nano satélites. Tal requisito também foi importante para dimensionar o espaço necessário para colocar a carga útil e verificar como será feita a ejeção dessa carga pela parte superior do foguete, assim colocando-a em órbita circular.

Outro requisito analisado foi a velocidade para alcançar a órbita desejada, pois essa velocidade impacta na quantidade de combustível que será necessário usar na missão. A Equação 4 mostra exatamente essa relação entre a velocidade desejada e a massa de combustível necessária.

A aceleração máxima atingida pelo foguete é requisito necessário por causa da carga útil, ou seja, não deve ultrapassar 3g (3 vezes a gravidade), pois acelerações maiores podem danificar os satélites que estão a bordo do foguete. No caso de um veículo para levar astronautas, essa aceleração poderia chegar até 7g. A preocupação com a aceleração impacta na curva de empuxo realizada pelo motor e, no caso de propelente sólido, acaba definindo a geometria do grão propelente. Para esse requisito o principal ponto de definição do projeto foi analisar as geometrias possíveis do grão propelente para escolher a geometria que fornecesse a curva de empuxo por tempo mais adequada.

Quanto à segurança do lançamento, os testes, as simulações de voo, as simulações de validação de estrutura e as simulações de escoamento dos gases dos motores são de suma importância para validar todos os conceitos aplicados durante o projeto. O impacto é ainda maior na construção, pois tende a mitigar erros, o que naturalmente reduz os gastos de operação.

Simplicidade operacional e custo benefício entram nos requisitos de produção, pensando na viabilidade do projeto é importante desde o começo desenvolver projeto do veículo lançador visando em como será feita a manufatura, ou seja, a estrutura e os motores precisam ter geometrias e materiais aplicáveis.

3.3 Cálculos de Voo e Estruturais do Foguete

Após a análise dos requisitos foram realizados cálculos para adequação e consolidação do projeto utilizando o *software Python*. O primeiro desenvolvimento foi feito baseado na equação de Tsiolkovsky para encontrar a quantidade de combustível necessária para levar a carga útil de 300 kg até uma órbita terrestre a 500 km de altitude, Equação 4.

Quanto à quantidade de estágios, a definição da massa do propelente não garante o melhor lançamento, para isso foi preciso realizar testes para encontrar a melhor divisão de propelente para cada estágio. Para encontrar essa divisão, foi definido o objetivo de cada estágio que são: o primeiro estágio sairá da inércia e levará o foguete até 100 km de altitude; e o segundo estágio levará o veículo até a órbita desejada de 500 km de altitude. Isso impactou na quantidade de propelente por estágio, tempo de queima do propelente e dimensionamento da tubeira que são apresentados no Capítulo 4.

A partir do propelente sólido composto de perclorato de amônio e polibutadieno hidroxilado, e considerando os parâmetros experimentais apresentados em MANASH (2019) para que pudessem ser calculados a vazão mássica do propelente, a taxa de queima do

propelente e a pressão dentro da câmara de combustão, obteve-se os seguintes valores: $\dot{m} = 225 \text{ kg/s}$, $r = 0,005 \text{ m/s}$ e $P_o = 68,05 \text{ atm}$.

A partir dos valores apresentados para \dot{m} , r e P_o , é possível obter o dimensionamento da tubeira, fator importante para o escoamento dos gases. Assim, pode-se determinar a velocidade de exaustão e a pressão na saída do bocal, ambas usadas para calcular a força propulsiva. Os valores obtidos são $ve = 2603 \text{ m/s}$ e $Pe = 0,3 \text{ atm}$.

Com as dimensões do veículo lançador definidas, foi possível usar as forças externas ao movimento, ou seja, força gravitacional e forças aerodinâmicas. Os valores destas forças são variáveis conforme as Equações 15, 16 e 17, porém podem ser simuladas considerando a variação de densidade do ar e altitude do veículo. Sendo conhecidas as forças atuantes, o próximo passo foi calcular o lançamento como um todo, desde a decolagem até a entrada em órbita, para verificar o cumprimento da missão e, em seguida, a eficiência do uso do combustível para colocar a carga útil em órbita.

3.4 *Design do Foguete*

Com os cálculos necessários para a implementação do projeto realizados e validados, iniciou-se a fase em que o foguete Jinx foi desenhado e projetado no software *Computer Aided Design* (CAD), em que foi possível ter a real dimensão de todas as suas peças e componentes.

Os desenhos foram divididos em três partes para que houvesse maior detalhamento. São eles:

- A primeira parte é composta pela estrutura lateral do foguete, pelo motor do primeiro estágio e pelo sistema de desacoplamento;
- A segunda parte é responsável pela estrutura lateral do foguete, pelo motor do segundo estágio e pelo sistema de desacoplamento;
- A terceira parte é composta pela carga útil (*payload*) com a coifa, pela estrutura da carga útil e pelo estágio de alinhamento de órbita.

As peças foram projetadas separadamente no *software CAD* e, em seguida, montadas em suas respectivas partes. Após as três partes estarem montadas, elas foram conectadas para que o foguete Jinx tomasse forma e, assim, fosse possível realizar as simulações necessárias para os testes do projeto.

3.5 Simulações de Voo e Escoamento dos Motores

Em todo projeto é importante fazer simulações e testes para reduzir ao máximo os possíveis erros na sua construção. Quando se trata de um projeto aeroespacial, a necessidade de inúmeras simulações e testes é ainda mais relevante, pois trata-se de sistemas muito complexos e de custos elevados.

No projeto Jinx foram utilizados simulações em linguagem *Python*, para as análises de movimento do foguete, e um *software* de simulações CFD (*Computational Fluid Dynamics*), que possibilita simular a dinâmica dos fluidos de forma computacional permitindo testar a eficiência dos dois motores e da estrutura do foguete completo.

Com o algoritmo implementado em *Python* foi possível analisar os parâmetros do movimento do foguete desde o seu lançamento até a sua entrada em órbita. Os resultados obtidos permitiram analisar (durante o tempo de simulação) a altitude alcançada, a variação de massa (queima de combustível e desacoplamento de estágio) e a velocidade, além das características da órbita em relação a Terra. Tais resultados permitiram verificar o funcionamento do foguete completo e validar o cumprimento da missão.

Para os motores, foi analisada a dinâmica de fluidos dentro da câmara de combustão e na tubeira. O propósito era medir a resistência da câmara e avaliar o design da tubeira, ou seja, verificar se na garganta (afunilamento entre a parte convergente e a parte divergente da tubeira) os gases atingem a velocidade sônica para começar o regime supersônico.

Com relação a estrutura do foguete, foi analisada a dinâmica externa ao veículo de forma a verificar a temperatura atingida pela estrutura, a pressão exercida pelas forças aerodinâmicas e os locais de maior pressão. Estes fatores são importantes para verificar quais materiais podem ser utilizados na estrutura e certificar se o design está condizente com o propósito da missão. Os resultados de todas as análises são apresentados no Capítulo 4 deste trabalho.

3.6 Análise de Viabilidade Econômica

A análise de viabilidade econômica foi feita em duas etapas, a primeira foi relacionada ao tamanho do mercado espacial e seu crescimento, já a segunda foi voltada para o projeto do foguete desse trabalho para comparar possíveis materiais a serem utilizados.

Pesquisas sobre a dimensão do mercado e suas projeções de crescimento são necessárias para verificar se o projeto terá uma aplicação economicamente viável. Para isso foi feito um

estudo embasado em pesquisas feitas por empresas de consultorias especializadas em analisar mercados e, para esse trabalho, foram utilizados dados fornecidos pelo *Morgan Stanley*, *Euroconsult* e *KPMG*. O mercado espacial está em uma crescente, em especial o setor de pequenos lançadores com satélites da categoria do foguete Jinx. Toda essa análise será mais detalhada no Capítulo 4.

Após o projeto finalizado, foi realizada uma análise da viabilidade do veículo deixar de ser um protótipo e ser construído futuramente. Um dos requisitos considerados foi o custo-benefício do foguete e, para validar tal requisito, foi preciso fazer uma análise financeira e operacional do projeto.

Foi pesquisado na literatura (MANASH, 2019) os materiais que foram utilizados no foguete mediante aos cálculos estruturais realizados e, em seguida, foi feita uma análise de valores para verificar o custo-benefício de cada material para o foguete em especial a estrutura externa e os motores. Um critério que foi levado em conta nesta análise foi a disponibilidade comercial e estrutural desses materiais para validar a possibilidade de uso comercial no Brasil e, por fim, foi feita a verificação final da estrutura necessária para a construção do foguete Jinx. Toda a análise será apresentada e discutida no Capítulo 4 deste trabalho.

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Neste capítulo são apresentados os resultados obtidos desde a parte técnica, como análise de voo e as simulações realizadas com o intuito de testar e validar o projeto do veículo lançador de microssatélites, até a parte econômica como análise do mercado espacial com a intenção de verificar a validação do projeto como negócio.

4.1 Análise de voo

A análise de voo consiste em verificar o comportamento do foguete desde o lançamento até a entrada em órbita. Os parâmetros analisados foram a altitude, a velocidade e a massa no decorrer do tempo, e para isso foram acrescentados as forças atuantes no movimento conforme mostra a Equação 18.

Para o projeto foram consideradas algumas condições iniciais como: carga útil com capacidade máxima de 300 kg e a altitude máxima do foguete de 500 km para que a órbita desejada seja atingida. A partir da Equação 3 foi possível determinar a massa necessária de propelente para colocar a carga útil na órbita terrestre desejada. A Tabela 4.1 apresenta os valores obtidos para velocidade exaustão dos gases ve que é a velocidade de saída na tubeira dos gases gerados pela combustão, variação de velocidade Δv na missão que é a diferença entre velocidade necessária para a órbita desejada e a velocidade de início do movimento e da massa do propelente necessária para que os requisitos da missão sejam atingidos.

Tabela 4.1. Valores referentes a equação de Tsiolkovsky

Carga Útil	ve	Δv	Massa Propelente
300 kg	2603 m/s	7850 m/s	26 ton

Fonte: Autor

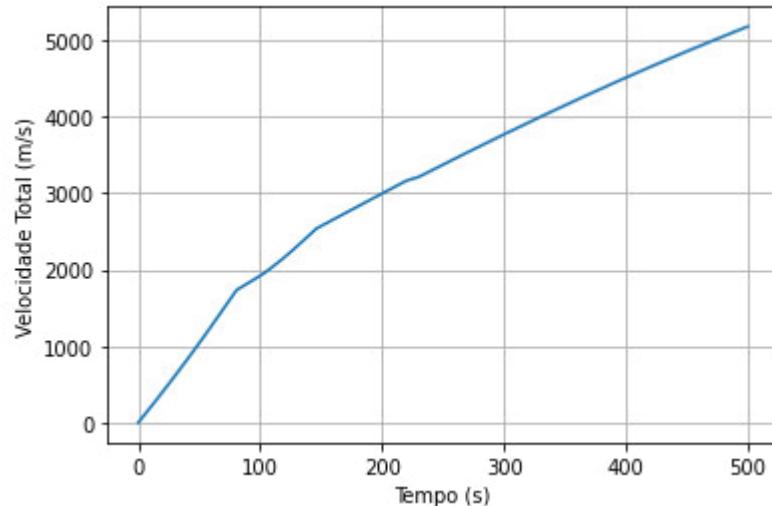
A massa do propelente obtida pode ser dividida nos estágios do foguete, ou seja, pode haver mais de um conjunto de motor e tanque de propelente.

Para o foguete Jinx (veículo lançador de microssatélites do presente trabalho) foi realizada uma análise de qual combinação seria mais adequada para cumprimento da missão.

A simulação foi feita em *Python* utilizando os conceitos já apresentados no trabalho. Foram consideradas: a força propulsiva (conforme os cálculos feitos para os motores como

mostra a Tabela 4.4); as forças aerodinâmicas (Equações 16 e 17 utilizando a variação de densidade do ar); e a força gravitacional (Equação 15 considerando a variação de altitude).

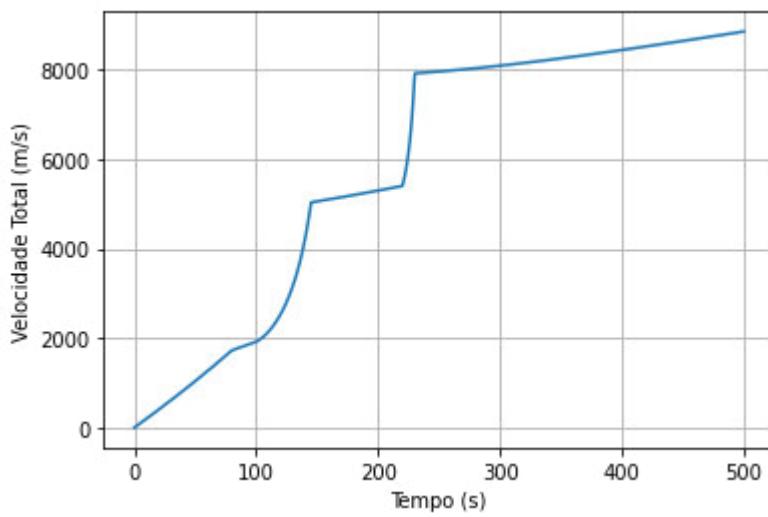
Figura 4.1. Velocidade alcançada com 1 estágio



Fonte: Autor

A Figura 4.1 mostra a velocidade que o veículo alcança utilizando apenas um estágio e, observa-se que, no intervalo de 250 s (tempo previsto para liberar a carga útil) essa velocidade não é suficiente para colocar a carga útil a uma altitude de 500 km. A velocidade necessária para o foguete orbitar a Terra nessa altitude é de 7.850 m/s, como mostrado na Tabela 4.1.

Figura 4.2. Velocidade alcançada com 2 estágio



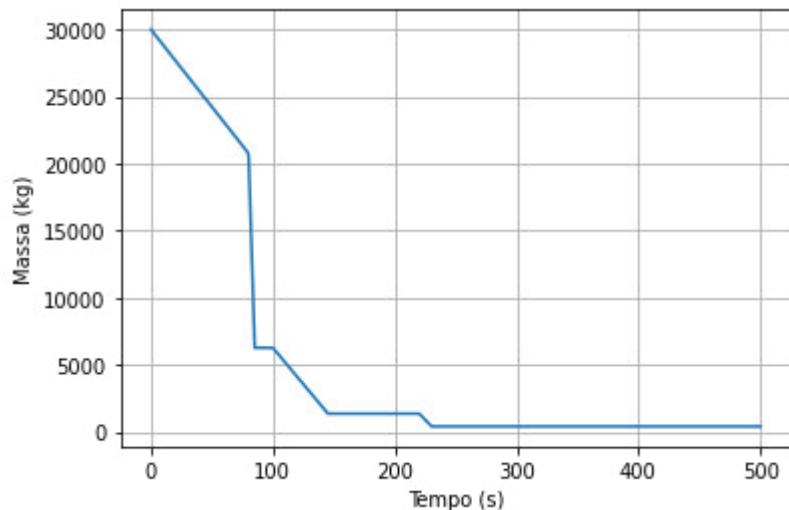
Fonte: Autor

Para um foguete com dois estágios, como mostra a Figura 4.2, o veículo atinge a velocidade de 8000 m/s em 235 s, que é velocidade suficiente para colocar a carga útil na órbita desejada. O comportamento parecido com “degraus” observado na Figura 4.2 (ao contrário do

notado na Figura 4.1) é justificado devido ao fato de que, para dois estágios, quando o propelente do primeiro estágio acaba, a estrutura do motor é ejetada deixando o foguete mais leve para o segundo estágio começar a funcionar.

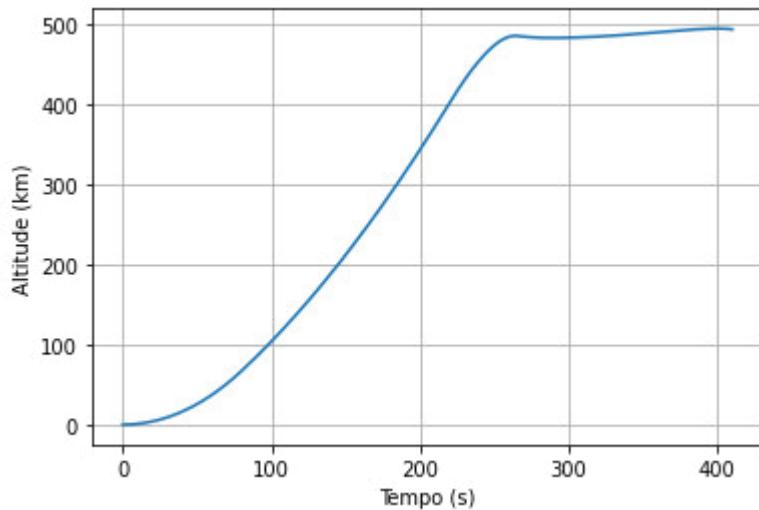
Após a definição do número de estágios foi possível fazer uma análise da variação de massa em função do tempo para ver o comportamento específico em cada um dos estágios.

Figura 4.3. Variação de massa do foguete pelo tempo



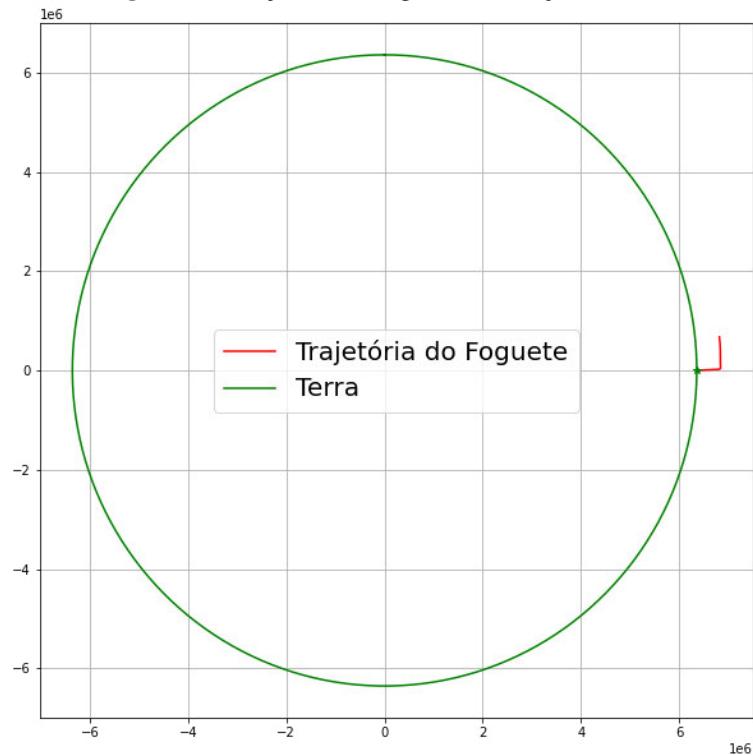
Fonte: Autor

A Figura 4.3 exibe claramente o comportamento dos estágios, sendo 30 toneladas a massa inicial do foguete. Nos primeiros 80 s, há uma queima do propelente que representa o funcionamento do primeiro estágio, e logo em seguida, há uma diminuição da massa devido ao desacoplamento da estrutura. Depois disso, há um intervalo de tempo de 20 s entre a liberação do primeiro estágio e o acionamento do segundo para que não ocorra acidentes. Após este intervalo, o segundo é acionado e funciona durante 45 segundos. Para finalizar a partir do intervalo de 220 s, há uma manobra para alinhamento de órbita da carga útil.

Figura 4.4. Variação da altitude durante o lançamento

Fonte: Autor

A Figura 4.4 mostra a variação da altitude do foguete durante o voo. Um ponto interessante de observar são os primeiros 100 km de altitude, pois a velocidade não aumenta de forma acelerada e isso é intencional no projeto, pois nessa faixa da trajetória a atmosfera ainda é muito densa e, conforme a Equação 16, o arrasto aerodinâmico é diretamente proporcional ao quadrado da velocidade. Desta forma, a estrutura do foguete poderia não aguentar o arrasto, caso a velocidade fosse muito alta nesse ponto.

Figura 4.5. Trajetória do foguete em relação à Terra

Fonte: Autor

A Figura 4.5 é um complemento da simulação realizada na Figura 4.4, pois apresenta a trajetória do foguete em relação a Terra durante o tempo de 500 segundos. É possível observar o momento em que o foguete entra em órbita terrestre.

4.2 Resultados do Dimensionamento dos Motores

Para o desenvolvimento dos motores foi escolhido o propelente composto de Perclorato de Amônio (AP) , Alumínio (Al) e Polibutadieno Hidroxilado (HTPB).

Tabela 4.2. Comparaçāo de propelentes

Oxidante	Combustível	I_{SP} (s)	Densidade Impulsiva (kg/s/m ³)
Oxigênio Líquido	Hidrogênio Líquido	381	124
Oxigênio Líquido	Kerosene	289	294
Oxigênio Líquido	Hidrazina	303	321
Óxido Nitroso	HTPB	249	290
Perclorato de Amônio	Alumínio + HTPB	277	474

Fonte: Autor

Para escolher o propelente, foi feita uma comparação com outros propelentes, como mostra a Tabela 4.2. Na tabela são apresentados os valores do I_{SP} (Impulso Específico), que é utilizado para medir a eficiência de um motor, e a densidade impulsiva, que representa o quanto de impulso o par oxidante/combustível consegue gerar por m³.

O propelente Perclorato de Amônio + Alumínio + HTPB foi escolhido por alguns motivos que são:

- Mistura sólida, que permite um projeto de motor mais simples comparado ao motor a propulsão líquida;
- Acesso aos materiais disponíveis no Brasil, pois essa combinação é utilizada atualmente, ao contrário das combinações que utilizam oxigênio e hidrogênio líquido que não possui estrutura para uso no país;
- Alta densidade impulsiva, que representa um propelente mais compacto.

Com o propelente escolhido, foi possível definir os parâmetros iniciais da câmara de combustão e encontrar dados experimentais referentes ao propelente.

Tabela 4.3. Parâmetros do propelente e de câmara de combustão

Pressão na câmara de combustão	68,05 atm
Temperatura na câmara de combustão	3440 K
Taxa de queima	0,005 m/s

Fonte: Sutton (2010)

Os parâmetros da tabela 4.3 são fundamentais para o projeto do motor, pois toda a geometria da tubeira e a escolha dos materiais são baseados nesses parâmetros. A pressão e a temperatura na câmara de combustão impactam no dimensionamento para ter o melhor escoamento dos gases e na espessura do material. A taxa de queima influencia na vazão mássica do propelente. Os valores podem ser verificados em SUTTON (2010).

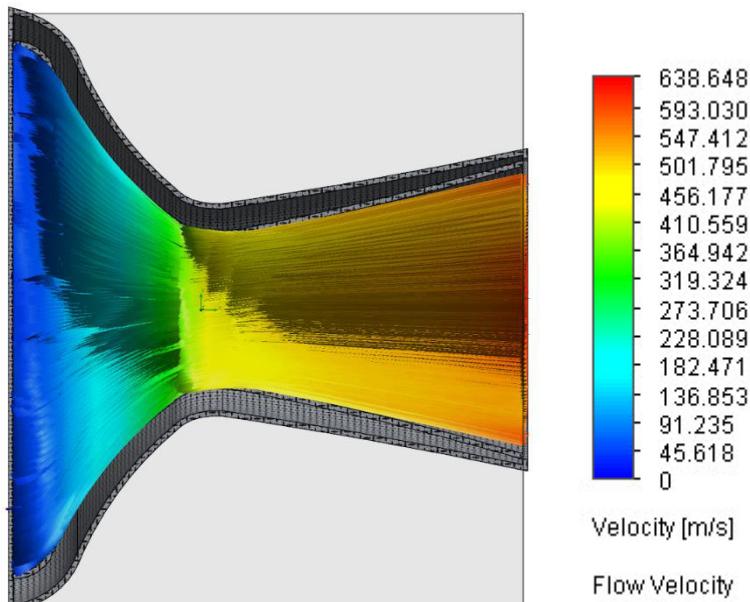
Os dados da pressão e temperatura permitiram realizar o dimensionamento da tubeira de forma a atingir a velocidade sônica na garganta e velocidade supersônica (Mach = 3) na saída do bocal.

Figura 4.6. Tubeira do primeiro estágio

Fonte: Autor

A Figura 4.6 mostra justamente o dimensionamento desejado, um bocal convergente-divergente. O escoamento dos gases é convergente até atingir a velocidade sônica e, em seguida, diverge para atingir velocidades supersônicas. Porém, a tubeira do primeiro estágio é ligeiramente diferente da tubeira do segundo estágio, como será mostrado nas Figuras 4.7 e 4.8.

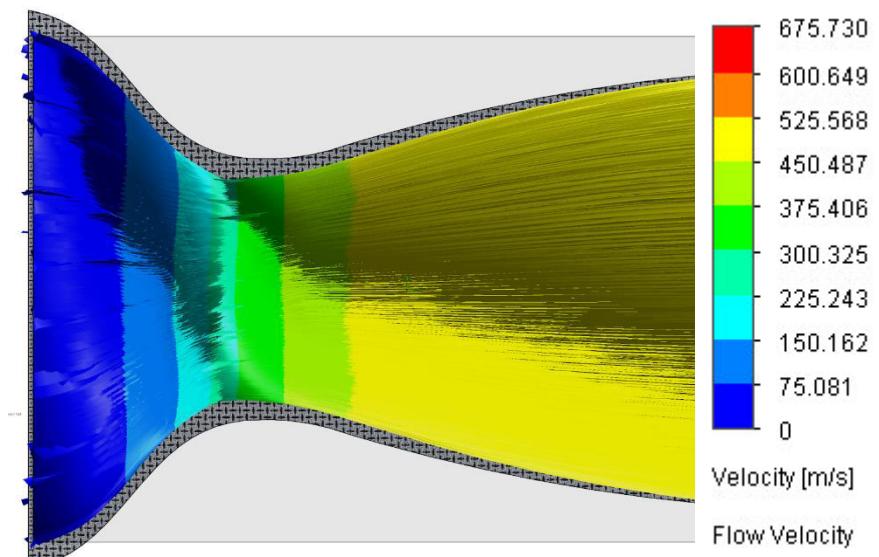
Figura 4.7. Simulação de escoamento dos gases na tubeira do primeiro estágio



Fonte: Autor

Na Figura 4.7, é possível observar o escoamento dos gases atingindo as velocidades desejadas. A tubeira do primeiro estágio foi projetada para ser usada na parte inicial do lançamento, ou seja, do nível do mar até uma altitude de 80 km. Esse trajeto impacta o projeto da tubeira por dois motivos: O primeiro é que a parte inicial do lançamento é responsável por tirar o foguete da inércia, o que exige uma força de empuxo maior e, por consequência, a vazão mássica é maior; E o segundo é a atmosfera terrestre que é mais densa nesse trajeto.

Figura 4.8. Simulação de escoamento dos gases na tubeira do segundo estágio



Fonte: Autor

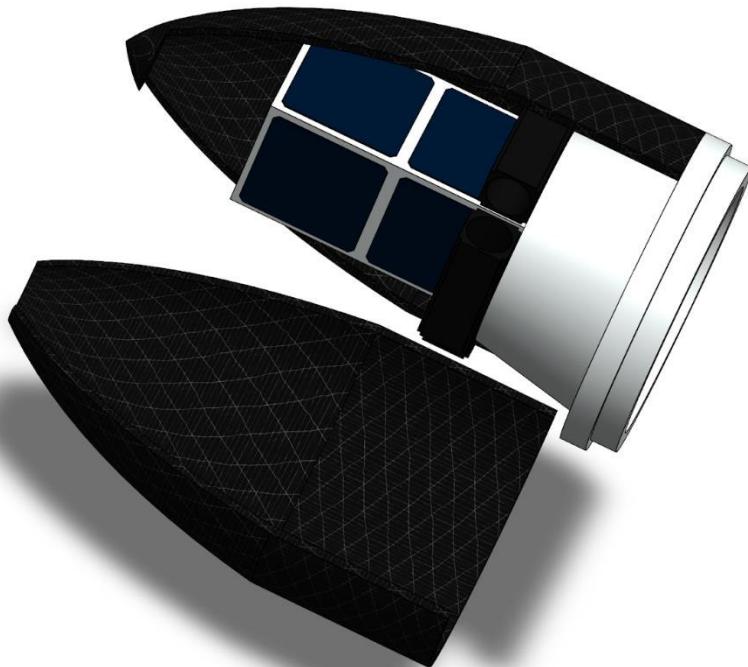
A Figura 4.8 mostra o escoamento dos gases na tubeira do segundo estágio. Essa tubeira precisou ser diferente da tubeira do primeiro estágio por causa do ambiente de atuação, pois ela é acionada na segunda parte do lançamento (a partir de 100 km) onde a atmosfera é bem mais rarefeita. A consequência disso é que o bocal divergente precisa ser mais alongado para comportar esse espaçamento dos gases.

Também é válido ressaltar que esse é mais um impacto do estagiamento do foguete, o fato de ter dois estágios permite que no projeto sejam feitos motores direcionados para cada ambiente de atuação (um para atmosfera terrestre e outro para o vácuo). A eficiência do lançamento se torna bem maior por causa disso.

4.3 Resultados do *Design* das Peças do Foguete

As dimensões de um foguete são baseadas principalmente em sua missão e no caso do foguete Jinx não foi diferente. Como a missão é levar micro e nano satélites para uma órbita terrestre de 500 km de altitude, o veículo foi dividido em três partes: 1º Estágio, 2º Estágio e Payload (Carga Útil).

Figura 4.9. Estrutura da parte da carga útil



Fonte: Autor

A Figura 4.9 apresenta a disposição da parte do foguete ocupada pela carga útil que pode ser micro e/ou nano satélites. A base possui uma estrutura que comporta um pequeno motor que serve apenas para alinhamento de órbita para lançar os satélites. A coifa (que é a parte que protege a carga útil) foi projetada no formato ogival para melhor absorver o arrasto aerodinâmico causado na atmosfera e é ejetada para liberar o acesso dos satélites ao espaço. E dentro da coifa há de fato a missão do foguete, um microssatélite ocupando o centro do espaçamento e ao seu lado há quatro suportes para lançamento de cubesats (nanossatélites).

Figura 4.10. Estrutura dos motores



Fonte: Autor

O primeiro e segundo estágio são basicamente motor e estrutura lateral. A Figura 4.10 apresenta o motor do primeiro estágio que é composto pela câmara de combustão, que comporta 17 toneladas de propelente sólido, e a tubeira com o bocal divergente menor para melhor eficiência em altitudes menores que 80 km. Também apresenta o motor do segundo estágio com câmara de combustão que tem capacidade para 9 toneladas de propelente sólido e a tubeira com a secção divergente mais alongada para atuar em altitudes maiores que 100 km.

Tabela 4.4. Propriedades dos motores

Motores	<i>Empuxo (kN)</i>	<i>I_{SP} (s)</i>	<i>ve (m/s)</i>	<i>t_{queima} (s)</i>
Primeiro Estágio	585,74	265	2603,28	80
Segundo Estágio	539,36	280	2746,8	45

Fonte: Autor

A Tabela 4.4 mostra os dados de desempenho dos motores do foguete, em que I_{SP} é o impulso específico, ve é a velocidade de exaustão dos gases e t_{queima} é o tempo de queima do propelente.

Figura 4.11. Jinx: veículo lançador de microssatélites

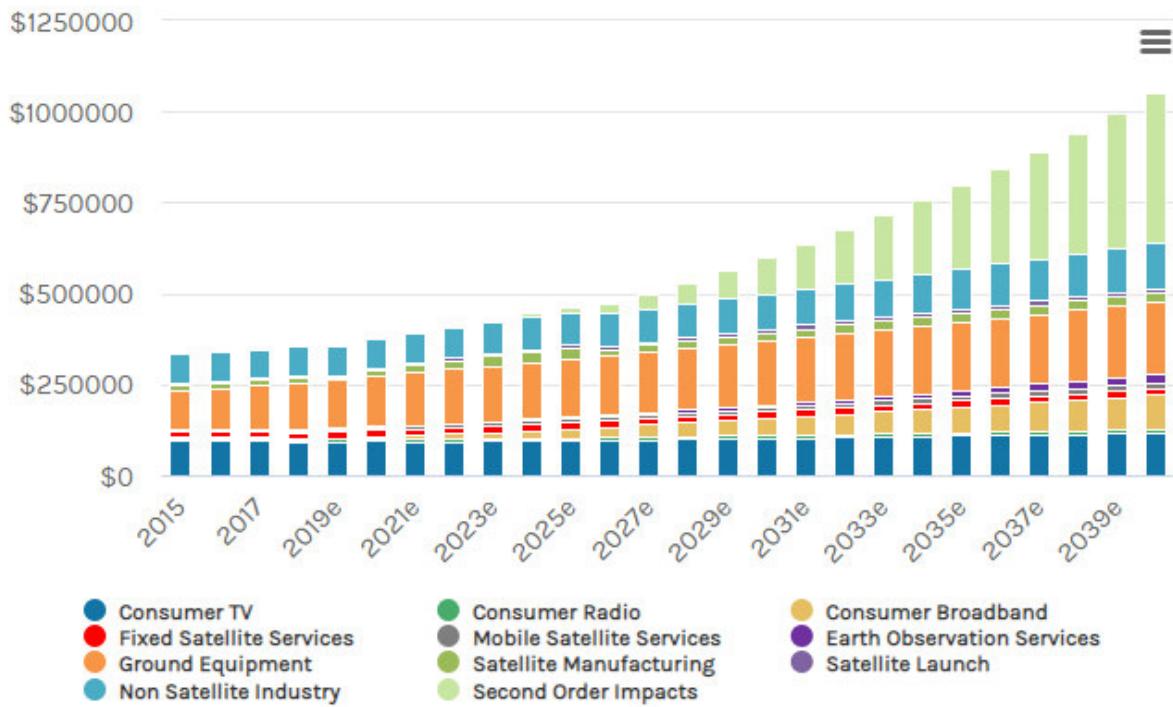


Fonte: Autor

A Figura 4.11 mostra o foguete Jinx completo com suas três partes que juntas formam um foguete de 19,5 m de comprimento, diâmetro máximo de 1,2 m, 30 toneladas de massa inicial no lançamento e com capacidade de colocar até 300 kg em órbita de 500 km de altitude.

4.4 Análise de Viabilidade Econômica

Para a proposta de desenvolver um projeto de veículo lançador acessível, foi necessário fazer toda uma análise econômica. Começando por uma pesquisa de mercado global e brasileira, depois uma adequação para identificar qual parte do mercado o projeto se encaixa e por fim verificar os gastos necessários para a construção do foguete.

Figura 4.12. Projeção de crescimento do mercado espacial

Fonte: Morgan Stanley (2020)

A Figura 4.12 mostra o histórico e a projeção de crescimento do mercado espacial feita pelo Morgan Stanley. Hoje o tamanho do mercado é de US\$ 350 bilhões, mas com o constante crescimento e aumento de novas demandas a expectativa é que se torne um mercado de US\$ 1 trilhão até 2040 (STANLEY, 2020).

Tabela 4.5. Análise do tamanho do mercado de pequenos lançadores e fabricação de satélites de 2020 a 2027

Área do Mercado	Tamanho em 2020	Projeção para 2027	Crescimento ao Ano
Pequenos Lançadores	US\$ 9,88 BI	US\$ 32,41 BI	15,7%
Fabricação de Satélites	US\$ 23,83 BI	US\$ 54,17 BI	12,45%

Fonte: Allied Market Research (Adaptado)

A Tabela 4.5 mostra uma faixa mais específica do mercado espacial, focada em pequenos lançadores de satélites e na construção de satélites. Foi escolhido esses dois segmentos porque impactam diretamente no projeto Jinx, que se encaixa na categoria de veículos lançadores de pequeno porte e seu objetivo é colocar satélites em órbita. Validar o crescimento do mercado é importante pois afeta diretamente na viabilidade econômica do projeto, um mercado em crescimento significa que aumentará a demanda que geralmente provoca um aumento nos investimentos nessa área.

Outra parte importante dessa análise é verificar a adesão do mercado local, no caso do foguete Jinx esse local é o mercado brasileiro. O Brasil apresentou demanda pelos serviços de um veículo lançador de satélites tanto da parte governamental quanto de empresas privadas, um exemplo disso é o Chamamento Público para lançamentos a partir de Alcântara (AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA, 2020).

Após toda a verificação de existência do mercado, foi analisada a possibilidade prática do projeto, ou seja, ver os pontos cruciais para a execução. No caso do presente trabalho, essa análise entrou na pesquisa porque foi parte da proposta fazer um projeto viável de ser executado no Brasil.

A primeira pesquisa foi relacionada à capacidade de lançamento de foguetes em solo brasileiro. O Brasil possui a base de lançamentos de Alcântara que em termos geográficos é uma das melhores do mundo por estar localizada perto da linha do equador (rotação maior da Terra), estar cercada por mar (maior segurança) e estabilidade climática (menor número de cancelamentos de voos por conta do clima). E em 28 de maio de 2020, foi lançada a Portaria AEB nº 182 que permite empresas privadas nacionais ou internacionais a se inscreverem para conseguir licenças de uso da base por 5 anos (MOURA, 2020).

Outro ponto verificado foi o porte da base que, atualmente, possui capacidade de lançar veículos de até 100 toneladas e 30 metros de comprimento. O foguete Jinx se encaixa perfeitamente na disponibilidade de uso da plataforma de lançamento de Alcântara (PESQUISA FAPESP, 2021).

Os materiais que foram considerados no projeto Jinx também foram verificados em relação à viabilidade e custo-benefício. Os quesitos observados foram preço, aplicabilidade e propriedades físico-químicas.

Tabela 4.6. Análise dos materiais empregados no projeto Jinx

Material	Comparativo de Preço	Aplicabilidade	Propriedades Físico-químicas
Perclorato de Amônio + HTPB	Controlado	Utilizado no Brasil	Alta densidade impulsiva
Oxigênio e Hidrogênio Líquidos	Controlado	Não apresenta estrutura no Brasil	Baixa densidade impulsiva

Ligas de Alumínio	Mais barato	Bastante utilizado em peças simples	Maior densidade, média resistência mecânica, média resistência a corrosão e alta expansão térmica
Compósitos de Carbono	Mais caro	Possibilidade de uso em peças complexas	Menor densidade, alta resistência mecânica, boa resistência à corrosão e baixa expansão térmica

Fonte: Autor

A escolha dos materiais apresentados na Tabela 4.6 se deram pelos seguintes motivos:

- O par Perclorato de Amônio + HTPB é bastante utilizado como propelente sólido e o Brasil já tem histórico de uso;
- O par Oxigênio e Hidrogênio líquidos é o modelo mais utilizado de propelente;
- Ligas de Alumínio e Compósitos de Carbono são os materiais mais utilizados na estrutura e nos motores de foguete atualmente.

Em relação aos dois pares de propelente, os preços são bastante controlados no Brasil e a questão das propriedades físico-químicas foram explicados na Tabela 4.2. Sobre a aplicabilidade, o par Perclorato de Amônio + HTPB por ser sólido é mais fácil fazer a estrutura de uso e transporte, já o par Oxigênio e Hidrogênio líquidos é necessário uma estrutura criogênica perto da base de lançamentos que não existe até o momento em que o presente trabalho foi escrito. E para o foguete Jinx o fato de precisar de uma estrutura na base de lançamento pesou contra o propelente líquido e, por isso, a escolha foi o par Perclorato de Amônio + HTPB.

As Ligas de Alumínio e os Compósitos de Carbono são amplamente utilizados na indústria aeroespacial e trazem um contraponto interessante. O alumínio é mais barato, porém é mais denso e mais difícil de moldar, ou seja, para fazer peças mais complexas é necessário um processo de usinagem bem sofisticado e há a possibilidade de ter pontos frágeis na estrutura por conta das juntas. O composto de carbono é mais caro, porém é menos denso e mais maleável, ou seja, estruturas principalmente de motores que exigem geometrias mais complexas são feitas de forma mais eficiente com esse material.

Nas principais propriedades observadas para um projeto de foguete, o compósito de carbono ganha das ligas de alumínio. Tem menor dilatação térmica, que é muito importante por causa das altas temperaturas exigidas do veículo, tem maior resistência a corrosão, que é fundamental para um projeto que atuará em uma base de lançamento no litoral, tem alta

resistência mecânica, que é importante para aguentar todas as forças exercidas no foguete durante o lançamento. O preço é um fator que vai contra o custo-benefício, mas para o foguete Jinx as propriedades físico-químicas foram mais importantes e, por isso, o material majoritário do foguete é composto de carbono.

5 CONCLUSÃO

5.1 Jinx

O projeto alcançou o seu objetivo de desenvolver o foguete Jinx, um veículo lançador de microssatélites, para colocar carga em órbita baixa terrestre. Com enfoque na viabilidade do projeto, isso significou fazer uma análise de mercado, de materiais e de aplicabilidade do foguete no Brasil.

Através dos cálculos feitos em *Python* para simular o lançamento do foguete, foi possível analisar o comportamento do projeto Jinx desde o lançamento até a entrada em órbita. A massa foi diminuindo conforme a queima do propelente e com a separação dos estágios. Sobre a altitude e velocidade, vale ressaltar que passaram de forma efetiva pelo ponto mais crítico onde a força de arrasto é máxima, ou seja, foram suficiente para estrutura do veículo resistir.

As simulações de CFD (*Computational Fluid Dynamics*) mostraram o comportamento dos gases escoando pelos motores. Em ambos os motores, os gases atingem a velocidade sônica na garganta da tubeira e na secção divergente aumentam a velocidade até atingir Mach 3.

Por fim, o foguete Jinx foi desenvolvido com dois estágios a propulsão sólida (AP/Al/HTPB), com comprimento de 19,5 m e diâmetro máximo de 1,2 m, capacidade de carga de 300 kg para serem colocados em órbita baixa terrestre a 500 km de altitude. A estrutura e os motores são prioritariamente de compósitos de carbono, porém os componentes de separação de estágio e a base da carga útil são de ligas de alumínio.

O foguete Jinx foi projetado com estrutura e materiais propelentes de ótima relação custo-benefício comparado ao mercado mundial, utilizando infraestrutura e recursos disponíveis no Brasil dessa forma sendo possível a aplicação do projeto por uma empresa brasileira.

5.2 Sugestões de Trabalhos Futuros

Com relação ao presente projeto será proveitoso fazer uma pesquisa sobre os componentes estruturais do foguete. É indicado a realização de simulações para verificar a pressão exercida nos motores e a tração sofrida na estrutura do foguete durante toda a trajetória em atmosfera mais densa.

Também é aplicável o desenvolvimento desse projeto de foguete com propulsão líquida que mudaria bastante a estrutura do foguete. Principalmente em relação aos motores, pois necessitarão de tanques para o combustível e oxidante, além de um novo design de tubeira e câmara de combustão.

Olhando do ponto de vista econômico, é possível realizar uma busca mais detalhada para fazer um orçamento de cada componente do foguete. Isso seria muito impactante olhando do ponto de vista da entrada no mercado espacial.

Para escalar o projeto e deixá-lo com mais oportunidades, é indicado o desenvolvimento de um veículo lançador de satélite de maior porte, ou seja, para levar cargas maiores a órbita baixa terrestre. Nesse caso, o uso de propulsão a propelente líquido por ser bem interessante para propor uma reutilização de algum estágio, deixando o projeto economicamente mais viável.

REFERÊNCIAS

AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA. **Chamada Pública de Lançamentos a partir de Alcantara.** 2020. Disponível em: <<https://www.defesanet.com.br/space/noticia/37151/AEB---Chamada-Publica-Lancamentos-a-partir-de-Alcantara-/>>. Acesso em: 17 ago. 2021.

ALLIED MARKET RESEARCH. **Space Launch Services Market Statistics – 2027.** Disponível em: <<https://www.alliedmarketresearch.com/space-launch-services-market>>. Acesso em: 13 ago. 2021.

ANDERSON, J.D. Jr. **Fundamentals of Aerodynamics.** 2 ed. McGraw-Hill, Inc, 1991.

BBC NEWS. **Obama cancela projeto que levaria os americanos de volta à Lua.** Disponível em: <https://www.bbc.com/portuguese/ciencia/2010/02/100201_obama_lua_mv>. Acesso em: 10 dez. 2021.

ÇENGEL, Y. A.; BOLES, M. A. **Termodinâmica.** 7. ed. Porto Alegre: AMGH, 2013.

FREUND, A. **Von Braun, um engenheiro entre a guerra e o espaço.** Disponível em: <<https://www.dw.com/pt-br/wernher-von-braun-um-engenheiro-entre-a-guerra-e-o-espa%C3%A7o/a-49672889>>. Acesso em: 17 set. 2021.

HARFORD, J. J. **Korolev's Triple Play: Sputniks 1, 2, and 3.** 1997. Disponível em: <<https://history.nasa.gov/sputnik/harford.html>>. Acesso em: 12 out. 2021.

INPE. **Combustão e Propulsão.** 2018. Disponível em: <<http://www.lcp.inpe.br/linhas-pesquisa/propulsao/>>. Acesso em: 23 nov. 2021.

KPMG. **30 Voices on 2030: The Future of Space.** Disponível em: <<https://assets.kpmg/content/dam/kpmg/au/pdf/2020/30-voices-on-2030-future-of-space.pdf>>. Acesso em: 21 ago. 2021.

MANASH, A.; KUMAR, P. **Comparison of burn rate and thermal decomposition of AP as oxidizer and PVC and HTPB as fuel binder based composite solid propellants.** Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2214914718301946>>. Acesso em: 29 nov. 2021.

MOURA, C. A. T. **Portaria AEB nº 128, de 28 de maio de 2020.** Disponível em: <<https://www.in.gov.br/en/web/dou/-/portaria-n-182-de-28-de-maio-de-2020-259409306>>. Acesso em: 1 dez. 2021.

NASA.GOV. 2019. **Apollo 11 Image Gallery.** Disponível em: <<https://history.nasa.gov/ap11ann/kippsphotos/apollo.html>>. Acesso em: 12 out. 2021.

NASA.GOV. 2017. **CubeSat101 Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers.** Disponível em: <

https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/nasa_csl_i_cubesat_101_508.pdf. Acesso em: 25 nov. 2021.

NASA.GOV. 2017. **O Dr. Robert H. Goddard, American Rocketry Pioneer**. Disponível em: <https://www.nasa.gov/centers/goddard/about/history/dr_goddard.html>. Acesso em: 10 out. 2021.

NASA.GOV. 2007. **Rocket Man: Wernher von Braun**. Disponível em: <https://www.nasa.gov/mission_pages/explorer/von-braun.html>. Acesso em: 10 out. 2021.

NASA.GOV. 2011. **Sputnik 1**. Disponível em: <https://www.nasa.gov/multimedia/imagegallery/image_feature_924.html>. Acesso em: 10 out. 2021.

OATES, G. C. **Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion**. 3 ed. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, Virginia, 1997.

PALMERIO, A. F. **Introdução à Tecnologia de Foguetes**. São José dos Campos/SP: SindCT, 2017.

PESQUISA FAPESP. **Pronto para decolagem**. 2021. Disponível em: <<https://revistapesquisa.fapesp.br/pronto-para-decolagem/>>. Acesso em: 25 nov. 2021.

PHYSICS TODAY. **Tiny satellites are starting to have a giant impact**. 2014. Disponível em: <<https://physicstoday.scitation.org/do/10.1063/pt.5.9027/full/>>. Acesso em: 02 nov. 2021.

REZENDE, M. C.; BOTELHO, E. C. **O uso de compósitos estruturais na indústria aeroespacial**. Disponível em: <<https://www.scielo.br/j/po/a/Sp5xW8K4WctGhyppz5Fhbmb/?lang=pt>>. Acesso em: 14 nov. 2021.

RIVER, C. **The Apollo Program: The History and Legacy of America's Most Famous Space Missions**. Charles River Editors, 2015.

SPACEX. **Reusability**. Disponível em: <<https://www.spacex.com/mission/>>. Acesso em: 10 dez. 2021.

STANLEY, M. **Space: Investing in the Final Frontier**. Disponível em: <<https://www.morganstanley.com/ideas/investing-in-space>>. Acesso em: 13 de ago. 2021.

SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket Propulsion Elements**. 8 ed. John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, New Jersey, 2010.

VANCE, A. **Elon Musk: Como o CEO bilionário da SpaceX e da Tesla está moldando nosso futuro**. 1 ed. Intrínseca, 2015.

VERNE, J. **De la Terre a la Lune**. Emp. Horas Românticas (D. Corazzi), 1878.

WALTER, U. **Astronautics: The Physics of Space Flight**. 3 ed. Springer Nature Switzerland AG 2018.