

UNIVERSIDADE FEDERAL DO PAMPA

LUCAS LOPES CARNEIRO

FUNDAMENTOS FÍSICOS DO LANÇAMENTO DE UM SATÉLITE

**Itaqui
2019**

LUCAS LOPES CARNEIRO

FUNDAMENTOS FÍSICOS DO LANÇAMENTO DE UM SATÉLITE

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Bacharelado Interdisciplinar em Ciência e Tecnologia da Universidade Federal do Pampa, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Ciência e Tecnologia.

Orientadora: Prof^ª. Dr^ª. Caroline Jaskulski Rupp

Co-orientador: Prof. Dr. Rolando Larico Mamani

**Itaqui
2019**

Ficha catalográfica elaborada automaticamente com os dados fornecidos
pelo(a) autor(a) através do Módulo de Biblioteca do
Sistema GURI (Gestão Unificada de Recursos Institucionais) .

L289f Lopes Carneiro, Lucas
FUNDAMENTOS FÍSICOS DO LANÇAMENTO DE UM SATÉLITE / Lucas
Lopes Carneiro.
42 p.

Trabalho de Conclusão de Curso(Graduação)-- Universidade
Federal do Pampa, INTERDISCIPLINAR EM CIÊNCIA E TECNOLOGIA,
2019.

"Orientação: Caroline Jaskulski Rupp".

1. Lançamento. 2. Satélite. 3. Foguete. 4. Órbita. 5.
Gravitação. I. Título.

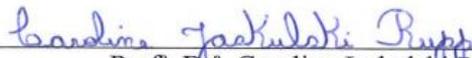
LUCAS LOPES CARNEIRO

FUNDAMENTOS FÍSICOS DO LANÇAMENTO DE UM SATÉLITE

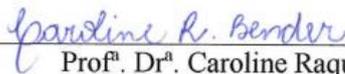
Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Bacharelado Interdisciplinar em Ciência e Tecnologia da Universidade Federal do Pampa, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Ciência e Tecnologia.

Trabalho de Conclusão de Curso defendido e aprovado em: 20 de novembro de 2019.

Banca examinadora:



Prof.^a. Dr.^a. Caroline Jaskulski Rupp
Orientadora
UNIPAMPA



Prof.^a. Dr.^a. Caroline Raquel Bender
UNIPAMPA



Prof. Dr. Alisson Darós Santos
UNIPAMPA

Dedico este trabalho a meu tio Ariosvaldo Carneiro (in memória) por ter acreditado em mim, incentivando para que eu despertasse para um novo futuro, por ser aquele em quem me espelho diariamente, uma das pessoas que possibilitou ser quem eu sou hoje, e que levo sempre em memória sua fala quando um dia lhe disse que não seria capaz e ele respondeu: “Você só não é capaz se não quiser, dê mais que o seu máximo sempre, que uma hora irá conseguir”. Meu eterno obrigado.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, agradeço a Deus pelos dons e ensinamentos que me deste nesta trajetória de vida. Sou grato aos meus pais, que sempre me incentivaram e acreditaram na capacidade de superar os obstáculos.

Agradeço à minha orientadora, Caroline Rupp, e meu co-orientador Rolando Larico, por sempre estarem presentes para indicar a melhor direção a seguir na realização do trabalho.

Em especial, agradeço à professora Elaine Fortes, sendo uma pessoa essencial no meu fascínio pela física, por tornar curiosos e interessantes os conteúdos difíceis, me incentivando a admirar a Física.

Agradeço à Universidade e a todos os professores que ao longo da minha trajetória estiveram contribuindo para o meu desempenho.

Agradeço, aos amigos que direta ou indiretamente colaboraram e estiveram presentes em cada momento difícil ou de descontração.

RESUMO

Segundo Carleal (1999), em virtude do fascínio do homem por conhecer o espaço como encontrado nos primeiros registros de observações do céu foram desenvolvidas diversas tecnologias que permitiram que diversos países participassem da exploração espacial. Desde o início da chamada Corrida Espacial, essas tecnologias possibilitaram não somente descobrir mais sobre o espaço, mas também utilizar conhecimentos resultantes dos estudos espaciais para elaborar instrumentos úteis ao homem como, por exemplo, os foguetes que atuam como uma forma de transporte ao meio espacial, levando ferramentas como os satélites que se encarregam dos registros e comunicação de dados. Hoje, tais instrumentos se tornam indispensáveis em meio a dependência de tecnologias de uso cotidiano como o celular, o GPS, entre outros. É possível revisar os estudos e tecnologias desenvolvidas até o momento e perceber que satélites e foguetes, como mencionados anteriormente, retêm um importante papel na exploração espacial. Este trabalho vem apresentar as noções básicas de um lançamento de um foguete de acordo com o atual cenário de tecnologias disponíveis no Brasil, tendo como objetivo, indicar as teorias físicas e matemáticas que possibilitem o hipotético lançamento de um satélite, destacando quais tipos de foguetes e satélites são aconselháveis para um projeto de estudo acadêmico. A partir das análises bibliográficas realizadas, devem ser destacadas as Leis Mecânicas de Newton que o levaram a publicar a Lei de Gravitação Universal e as Leis de Kepler, que discorrem sobre o movimento de planetas e satélites. Dentre os satélites que serão expostos, destacaremos os Pico e os Nano satélites como os mais indicáveis, dado um planejamento de um lançamento de um foguete. Para tal lançamento, considerando a economia de recursos é proposto acoplar os satélites como “caronas” em satélites de peso médio ou grande, como os foguetes de fabricação brasileira Sonda III e Sonda IV, podendo transportar diversas cargas em seu trajeto.

Palavras-Chave: Foguete, Satélite, Lei da Gravitação Universal, Leis de Kepler.

ABSTRACT

According to Carleal (1999), given the attraction of man to know space as found in the first records of sky observations, several technologies were developed that allowed different countries to participate in space exploration. Since the beginning of the well-known Space Race, these technologies have made it possible not only to discover more about space, but also to use, together with the knowledge resulting from space studies already done, to elaborate instruments useful to man, for example rockets as a means of transport to the environment. It may carry tools such as satellites that are in charge of recording and communicating data. Today, such instruments become indispensable in the midst of the dependence on everyday use technologies such as mobile phones, GPS, military uses, among others. It is possible to review the studies and technologies developed so far and realize that satellites and rockets, as mentioned earlier, retain an important role. This work presents the basics of a launch according to the current scenario of available technologies in Brazil, aiming to indicate which physical and mathematical theories are necessary to enable the hypothetical satellite launch, highlighting which among the analyzed rockets and satellites are advisable for an academic study project. From the bibliographical analyzes made to theoretically base a rocket launch, the Newton Mechanical Laws that led him to publish the Law of Universal Gravitation should be highlighted, and to understand about satellite positioning in orbit, the Kepler's Laws are highlighted that talk about the movement of planets and satellites. Among the exposed satellites, Pico and Nano satellites were seen as the most indicative given an academic study project. For such launch, considering the economics of resources, it is proposed to couple the satellites as "rides" on medium or large weight satellites, such as the Brazilian-made Sonda III and Sonda IV rockets, which can carry several loads along its path.

Keywords: Rocket, Satellite, Orbit, Law of Universal Gravitation, Kepler's Laws.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Satélite Sputnik 1.	18
Figura 2. Satélite Sputnik 2.	19
Figura 3. Índice de Utilização de Satélites em 2017.	21
Figura 4. Índice de Lançamentos por Ano no Mundo.	21
Figura 5. Divisão de Componentes do Satélite.	22
Figura 6. Demonstração de Satélite em Órbita.	23
Figura 7. Logo das Missões SCD.	24
Figura 8. Logo das Missões CBERS e Representação Visual do Satélite.	25
Figura 9. Classificação dos Satélites.	25
Figura 10. Esquema do Lançamento de Foguete.	27
Figura 11. Veículos Desenvolvidos pelo Brasil.	28
Figura 12. Posicionamento das Antenas.	30
Figura 13. Forças Presentes na Lei da Gravitacional Universal.	34
Figura 14. Demonstração da 1ª Lei de Kepler.	34
Figura 15. Demonstração da 2ª Lei de Kepler.	35
Figura 16. Força de Empuxo no Foguete.	36

LISTA DE TABELAS

Tabela 1. Lista dos Principais Foguetes por País.

28

LISTA DE SIGLAS

a	Aceleração.
a_c	Aceleração Alcançada pelo Satélite.
β_{loc}	Ângulo Azimutal de Lançamento.
δ_{loc}	Ângulo Latitudinal do Local de Lançamento.
E	Energia Resultante.
E_c	Energia Cinética.
E_M	Energia Mecânica.
$E_{M,Superfície}$	Energia Mecânica na Superfície da Terra.
E_{pg}	Energia Potencial Gravitacional.
F	Força Resultante Aplicada a um Corpo.
F_c	Força Centrípeta.
F_g	Força Gravitacional.
g	Aceleração Gravitacional.
G	Constante Gravitacional.
g_h	Aceleração de Gravidade na Altitude do Satélite.
h	Altitude do Satélite.
i	Inclinação de Direcionamento do Foguete para a Órbita.
k	Constante Orbital.
m	Massa de um Corpo.
m_1	Massa do Corpo 1.
m_2	Massa do Corpo 2.
M_p	Massa de um Planeta.
M_t	Massa da Terra.

P	Força Peso.
P_{rot}	Período de Rotação da Terra.
r	Distância entre Duas Massas.
R	Distância de um Planeta.
R_T	Raio Equatorial Médio.
T	Período de Translação.
v	Velocidade de Escape.
v_{eq}	Velocidade de Rotação da Terra.

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	14
1.1 Justificativa	16
1.2 Objetivo Geral	16
1.3 Objetivos Específicos.....	16
2. CONCEITOS GERAIS E REVISÃO DA LITERATURA	18
2.1 Destaques Históricos	18
2.2 Funcionamento de um Satélite.....	20
2.3 Funcionamento do Veículo Lançador.....	26
3. MATERIAIS E MÉTODOS	30
4. DISCUSSÃO DOS RESULTADOS.....	39
5. CONCLUSÃO.....	40
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	41

1. INTRODUÇÃO

De acordo com Carleal (1999), a fascinação do homem por conhecer e conquistar o espaço existe desde os primeiros registros de observações do céu. Há rumores de que ao fim do século XVII, um discípulo de Newton teria proposto a dinâmica de voo que demonstraria a estimativa da propulsão e possíveis materiais necessários para a construção de uma aeronave espacial, ainda que estivesse fora de alcance dadas as tecnologias e conhecimentos fundamentais disponíveis até então. O lançamento do primeiro satélite artificial da Terra, o Sputnik 1, datado no dia 4 de outubro de 1957, marcou o início da Era Espacial, um período de progressivos avanços tecnológicos que contribuíram para o cenário utilizado hoje, mesmo que sem a percepção de muitos.

Nos últimos vinte anos, diversos outros países começaram a participar da exploração do espaço, entre eles o Brasil. A competição entre países cedeu lugar à cooperação internacional e à competição entre grupos industriais, tomando como exceção somente as tecnologias desenvolvidas para aplicação militar. O uso de sistemas de satélites tem apresentado enorme expansão em aplicações rentáveis, principalmente nas telecomunicações, com investimentos de bilhões de dólares (CARLEAL, 1999).

De acordo com Souza (2010), após a Segunda Guerra Mundial, países como a Alemanha e o Japão se encontravam em uma situação peculiar dado o enfraquecimento econômico, civil e militar que sofreram. Isto deu espaço para o rápido posicionamento de outros países na corrida espacial. A França, além de participar em diversos planos europeus de desenvolvimento espacial, intensificou programas nacionais determinada a desenvolver a sua capacidade científica e industrial. Em 1962, foi aberta a agência francesa *Centre National d'Études Spatiale*, que assegurou investimentos específicos às pesquisas voltadas ao espaço, resultando em uma série de nove lançamentos no período de 1965 a 1971, inaugurando também uma base de operações espaciais na Guiana Francesa em 1968. A Itália e outros países europeus, somente adentraram a corrida espacial mediante o impulso dado por toda a Europa com a criação da Agência Espacial Europeia. Na Ásia, os representantes foram a China e a Índia, que apesar do isolamento geográfico e atraso econômico da época, empreenderam programas espaciais autônomos. A China, que revertia sua situação financeira, desenvolveu e efetuou por sua vez, família de foguetes com sucessivos lançamentos, colocando seu primeiro satélite em órbita em 1970. A Índia produziu satélites de aplicação científica, tecnológica e utilitária, lançados a partir de 1975 em lançamentos próprios e de auxílio estrangeiro.

Segundo Costa (2004), o Brasil foi um dos pioneiros a participar de cooperação em

atividades espaciais, com o reconhecimento das potencialidades de pesquisas e experimentos que contribuiriam com o lançamento do primeiro satélite artificial, amparado pela antiga União das Repúblicas Socialistas Soviéticas (URSS), atual Rússia.

Para o Brasil, como afirmado por Silva (2013), o marco inicial do campo de estudos propriamente voltado a esta área de pesquisa foi a criação do Centro Técnico de Aeronáutica (CTA) em 1945, na cidade de São José dos Campos, São Paulo. Isto possibilitou que o cenário científico brasileiro pudesse acompanhar os desenvolvimentos tecnológicos da nova área de estudos espaciais, que estava surgindo nos anos 50. O CTA foi posteriormente renomeado como Centro Técnico Aeroespacial e, hoje, chama-se Departamento de Ciência e Tecnologia (DCTA), responsável pelo investimento em diversos estudos voltados ao uso de tecnologias na condução de experimentações científicas.

De acordo com Florenzano (2008), existem diferentes propósitos para a elaboração de um satélite artificial. Seja para o auxílio com a telecomunicação, experimentos científicos, meteorologia, sensoriamento remoto, até como instrumento de espionagem.

Segundo Florenzano (2008), deve ser ressaltado que, para que o satélite exerça as suas finalidades é de grande importância o planejamento do seu lançamento e de sua rota, até o posicionamento em órbita, já antecipando diversos fatores atmosféricos e orbitais que possam prejudicar sua funcionalidade.

Florenzano (2008) ainda afirma que, para que seja efetuado o lançamento, o veículo responsável pelo transporte do satélite é o foguete lançador, que além de conduzir o satélite até a órbita terrestre, também é responsável por sua proteção e seu correto posicionamento em rota orbital.

Mesmo sem perceber estamos cercados de materiais que atuam como receptores de sinais de satélite e, a maioria das pessoas desconhece o seu funcionamento ou a sua importância. O satélite abriu caminhos para rotas marítimas, aéreas e terrestres, facilitando o comércio de importações e exportações de produtos, até mesmo em viagens terrestres, substituindo os mapas feitos de papel por GPS e, também, no uso da televisão, internet e telefonia. Inicialmente, os satélites foram desenvolvidos como instrumentos de uso militar.

Fazendo um paralelo histórico com a corrida espacial conhecida da época do desenvolvimento dos satélites, pode-se compreender melhor o crescente desenvolvimento de tecnologias para a execução de lançamentos em diversas regiões do mundo. Para que isto ocorra é necessário conhecer o exato posicionamento e as condições do local de lançamento, assim como as configurações de voo, considerando as características de seu foguete lançador. Por último, a trajetória do foguete deve ser estabelecida detalhadamente para ampliar as

possibilidades de um lançamento preciso (MARCHI, 2017).

Este trabalho apresentará as principais teorias fundamentais da Física que possibilitam a projeção de um satélite, conceituando e descrevendo as principais propriedades que permitem propor um experimento hipotético de lançamento.

1.1 Justificativa

Este trabalho justifica-se por apresentar as instituições científicas de ensino o conhecimento básico necessário para que seja efetuado um lançamento hipotético de um satélite, formando um conjunto teórico suporte para futuros lançamentos experimentais.

Como estabelecido por Costa (2004), países desenvolvidos parecem ser mais cabíveis para promover atividades que exigem tecnologias de difícil desenvolvimento, dado seu capital excedente para investimentos de forma a extraírem os melhores resultados, principalmente quando os estudos são feitos na área espacial.

Para países como o Brasil, os investimentos possibilitaram a criação do Programa Espacial Brasileiro (RIBEIRO, 1998) preparando equipes especializadas em lançamento de foguetes e estabelecendo programas de sondagem meteorológica em cooperação com instituições estrangeiras (COSTA, 2004). Dessa forma, como ainda é necessário entender de que forma o Brasil pode avançar nos lançamentos de satélites e como esse conhecimento pode ser aprimorado, este trabalho pode auxiliar às diversas pesquisas e projetos científicos que contribuem com as contínuas descobertas sobre o espaço, compondo um conjunto sucinto de conhecimentos básicos possibilitando um lançamento convencional ao uso do homem.

1.2 Objetivo Geral

O presente trabalho tem por objetivo geral apresentar o conhecimento básico necessário para fundamentar o lançamento de um satélite em órbita. Isto será feito de maneira a reforçar a importância histórica que o lançamento de satélites tem como contribuição para a realidade tecnológica de hoje, abordando a física fundamental e o delineamento de alguns parâmetros necessários para tal lançamento.

1.3 Objetivos Específicos

Os objetivos específicos deste trabalho são:

- Expor o contexto atual em que o Brasil se encontra com o desenvolvimento de tecnologias aeroespaciais;
- Apresentar os fundamentos teóricos físicos que possibilitam o lançamento de um foguete ou o posicionamento de um satélite em órbita;
- Identificar as equações básicas utilizadas nos cálculos efetuados no planejamento do lançamento;
- Apresentar as tecnologias mais aconselháveis para um planejamento hipotético de lançamento.

2. CONCEITOS GERAIS E REVISÃO DA LITERATURA

Há dezenas de milhares de anos, desde que povos civilizados aprenderam a descrever o movimento aparente dos astros, encontram-se admiráveis registros históricos sobre as descobertas de leis físicas capazes de explicar o movimento dos corpos celestes. Essas leis físicas foram evoluindo ao longo dos anos, sendo melhoradas e adaptadas para o movimento de corpos ao redor do planeta Terra, fornecendo o embasamento teórico para o lançamento de satélites.

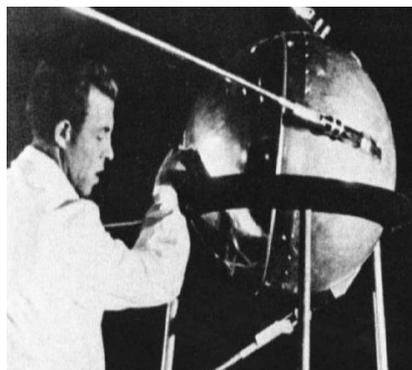
2.1 Destaques Históricos

Abaixo encontra-se alguns eventos históricos baseados na composição de Carleal (1999).

Nos últimos vinte anos, diversos países começaram a participar da exploração do espaço. A competição entre países cedeu lugar à cooperação internacional, exceto nas tecnologias com aplicação militar e à competição entre grupos industriais. O uso de sistemas de satélites para aplicações rentáveis como a telecomunicação teve enorme expansão.

O lançamento do primeiro satélite artificial da Terra pela União das Repúblicas Socialistas Soviéticas (URSS), o Sputnik 1, representado na Figura 1, no dia 4 de outubro de 1957, marcou o início da Era Espacial, uma era de progressivos avanços tecnológicos que contribuíram para o cenário utilizado hoje. A composição física do Sputnik 1 consistia de uma esfera de alumínio de 58 cm de diâmetro e 84 kg, equipada com segmentos funcionais rudimentares e um transmissor de rádio, entrando em órbita a uma altura entre 230 a 942 km.

Figura 1. **Satélite Sputnik 1.**



Fonte: Mauer (2017).

Um mês após seu lançamento, a URSS lançou o Sputnik 2, representado na Figura 2, possuindo uma massa de aproximada de 500 kg e transportando a cachorra Laika para monitoramento de informações de tempo de vida em exposição às condições espaciais e de lançamento.

Figura 2. **Satélite Sputnik 2.**



Fonte: Mitchel (2007).

Para confirmar sua inserção na corrida espacial, os Estados Unidos da América (EUA) lançaram com sucesso em 31 de janeiro de 1958 o pequeno satélite Explorer 1, de massa igual a 8 kg. Sabe-se que a vida útil dos primeiros satélites, independentemente de sua origem não passava de algumas semanas.

A URSS contribuiu ainda mais quando atingiu com êxito a Lua em setembro de 1959, através de uma sonda de impacto conhecida como Luna 2. A Luna 3, lançada em outubro do mesmo ano, foi capaz de obter imagens da face da Lua que não eram visíveis da Terra. Em seguida, em 1960, os EUA fizeram três lançamentos consecutivos: Tiros 1, Transit 1B e o Echo 1.

Dentre os satélites americanos citados acima é importante descrever as especificações do Echo 1, por ter sido o primeiro satélite passivo de comunicações, base para futuras tecnologias utilizadas até hoje. Suas características físicas descreviam um grande balão esférico anexado ao satélite que foi inflado no espaço com o objetivo de refletir as ondas de rádio que o alcançassem.

A corrida espacial entre as duas superpotências foi um triunfo científico que marcou a história da humanidade com grandes descobertas, assim como desenvolveu a base tecnológica atual. Somente em 1960 foram registrados 44 satélites que entraram em órbita, fato que gerou grandes resultados científicos. Este cenário cresceu consideravelmente quando instigado pela Guerra Fria.

Em 1961, o Brasil adentrou oficialmente à exploração espacial com a criação da Comissão Nacional de Atividades Espaciais (CNAE), hoje conhecido como Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE). O CNAE foi o órgão público federal que cooperou com agências estrangeiras para instalar estações de processamento de dados de satélites meteorológicos e de pesquisa.

O Brasil tornou-se um dos maiores usuários de imagens terrestres remotamente coletadas e foi um dos pioneiros no desenvolvimento de técnicas de utilização de satélites como instrumento captador e transmissor de sinais, fazendo da Embratel uma das primeiras empresas a inserir comunicação por intermédio espacial.

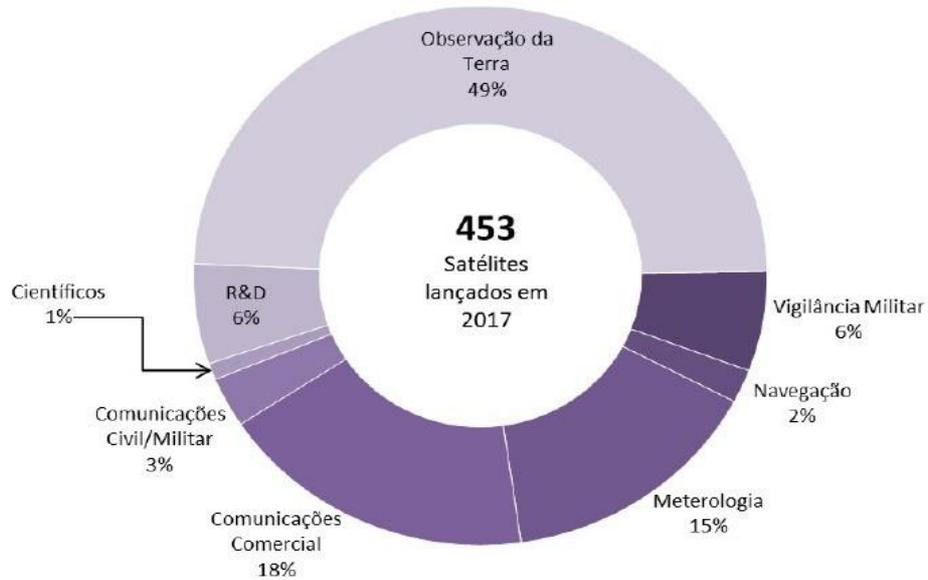
2.2 Funcionamento de um Satélite

É importante destacar as utilidades de um satélite, pois, mesmo sem perceber estamos cercados de instrumentos que atuam como receptores de sinais de satélites, e a maioria das pessoas desconhecem seu funcionamento ou sua importância. O satélite abriu caminho para rotas marítimas, aéreas e terrestres, facilitando o comércio de importação e exportação de produtos, ou até mesmo viagens terrestres. Inicialmente, os satélites foram desenvolvidos como instrumentos de uso militar, sendo que até hoje, isto é, a sua principal utilização auxiliando nas estratégias de defesas e ataques das forças armadas (FLORENZANO, 2008).

De acordo com Machado (2011), satélites artificiais são veículos espaciais utilizados pelo homem na órbita do planeta que podem ou não contar com uma tripulação e que independentemente de ser de uso civil ou militar, tem a função básica de receber e enviar informações para a Terra. Mais da metade dos satélites em órbita foram registrados como satélites de comunicação (usados para telefonia, internet e televisão), seguido dos satélites meteorológicos, astronômicos, de sistema de navegação (conhecido como GPS), de monitoramento ambiental, de mapeamento geográfico, espionagem, destruição de alvos orbitais ou terrestres, além das sondas planetárias e estações espaciais.

Na Figura 3 é possível observar que, dos 453 satélites lançados em 2017, 49% tinham como propósito estudos de observação da Terra, 18% foram apontados como de uso de comunicações comerciais, 15% foram de uso meteorológico, 6% faziam parte da área conhecida como R&D (*Research and Development*), sendo parte deles de testes de satélites em desenvolvimento, 6% foram utilizados em operações militares de comunicação e vigilância, 3% para comunicação Civil/Militar, 2% foram instalados como ferramentas de orientação para navegação e, por último, 1% faz parte do cenário de progresso científico.

Figura 3. Índice de Utilização de Satélites em 2017.

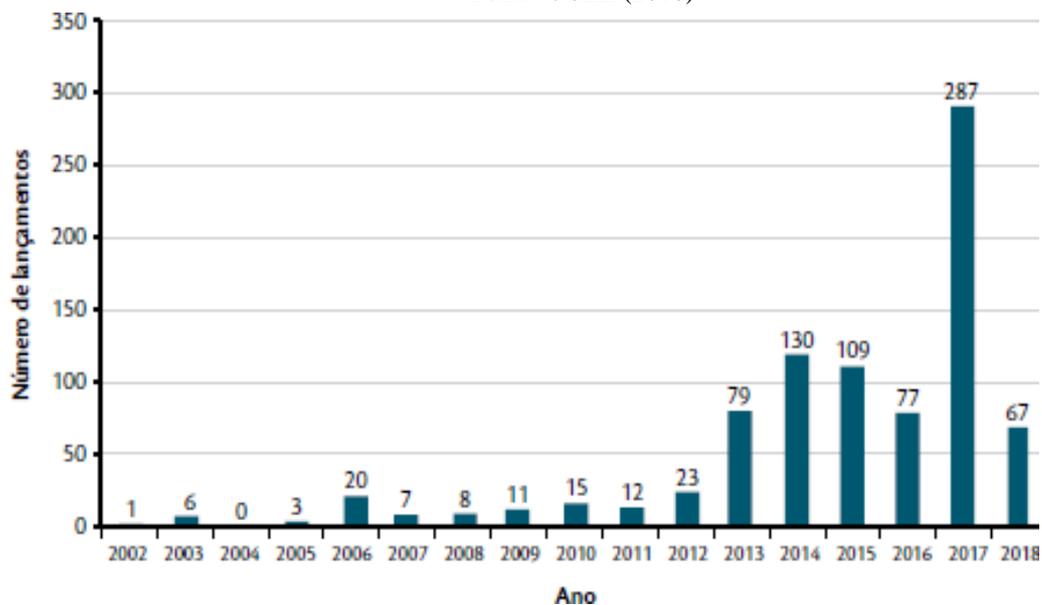


Fonte: SAI, 2018; apud CGEE (2018).

Na Figura 4, podemos observar o número de lançamentos de satélite por ano no mundo desde 2002 (quando no Brasil o satélite VLS ainda estava em uso) até o ano de 2018.

Figura 4. Índice de Lançamentos de satélite por ano no Mundo.

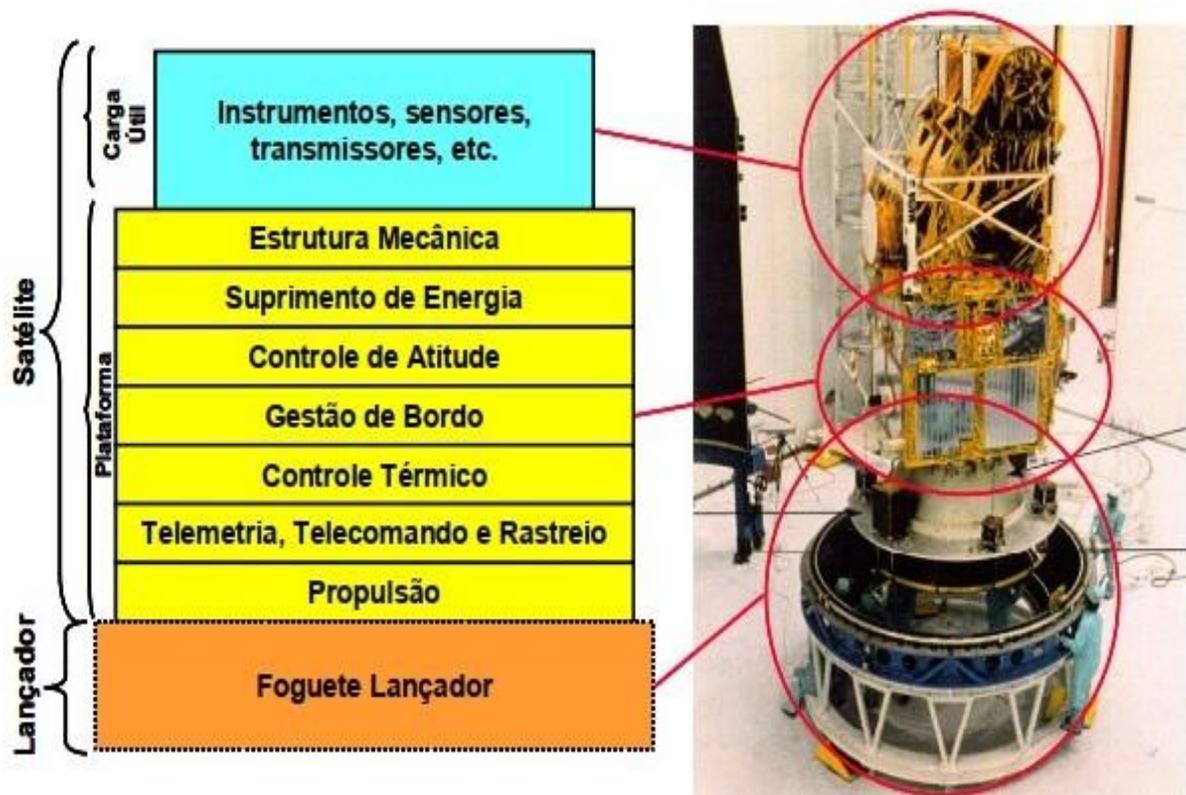
Fonte: CGEE (2018).



É apresentado na Figura 5, os subsistemas e os equipamentos encontrados nos satélites, como demonstrados por Souza (2010). Abaixo do subsistema de Carga Útil, na divisão da Plataforma é primeiramente encontrado a Estrutura Mecânica, que fornece suporte mecânico

para movimentação das partes e proteção em caso de vibrações ou radiação em órbita. Também são encontrados mecanismos de abertura de painéis solares, antenas, dispositivos pirotécnicos, de extensão, de alinhamento, e suspensões com amortecedores. O Suprimento de Energia é o fornecedor de energia necessário aos outros subsistemas e divisões, sendo composto por conversores, baterias e painéis de energia que mantêm as baterias carregadas. O Controle de Atitude utiliza das rodas de reação, também conhecidas como volantes de inércia, das bobinas magnéticas, dos sensores solares, dos magnetômetros e dos giroscópios para controlar o direcionamento dos componentes operacionais do satélite. O Gestor de Bordo é o processador de dados captados ou enviados para os operadores na Terra, a partir dos computadores de bordo automatizados e *softwares* com algoritmos suportes. O Controle Térmico mantém os componentes dentro de suas faixas normativas de temperatura, manuseando aquecedores, tubos de calor, isoladores, pinturas e radiadores.

Figura 5. **Divisão de Componentes do Satélite.**



Fonte: Souza (2010).

É visto ainda, a Telemetria, Telecomando e Rastreo, também chamada de Telecomunicação de Serviço que tem como responsabilidade a comunicação do satélite com os operadores na Terra, seja recebendo ou enviando informações de acompanhamento de

funcionamento interno, além do comando do satélite ou dados registrados pelos sensores da Carga Útil. A Telecomunicação de Serviço usa basicamente transmissores, receptores e antenas. Por último, os Propulsores proporcionam o empuxo orbital do satélite tanto no posicionamento, quanto no acionamento do Controle de Altitude. Os Propulsores são formados por tubeiras, ou bucais, válvulas e reservatórios de combustível.

Conforme Souza (2010), a trajetória do satélite em torno da Terra define sua órbita, sendo entendido como um ponto de massa que se movimenta ao redor da Terra. Como observado na Figura 6, o satélite permanece em órbita devido à aceleração da gravidade (g), que o atrai para seu centro, e a sua própria velocidade tangencial à gravidade, que o mantém em trânsito transversal ao centro, sendo necessário um movimento de altitude para manter a velocidade do satélite, retendo-o assim em órbita.

Figura 6. **Demonstração de Satélites em Órbita.**



Fonte: Adaptada do Google Maps (2019).

O movimento de altitude deve ser controlado garantindo que o satélite se comporte e satisfaça os parâmetros de sua determinada missão. Isto se dá para que a face dos captadores solares, que asseguram a energia utilizada pelo satélite, assim como as antenas e os sensores estejam devidamente posicionados.

No Brasil, a partir de Florenzano (2008), o Programa Espacial Brasileiro atua com dois

tipos de satélites, o Satélite Coletor de Dados (SCD) e o Satélite para Sensoriamento Remoto (SSR).

O SSD, representado na Figura 7, é principalmente utilizado para registros de dados meteorológicos como temperatura, índice de chuva, umidade e entre outros. Esses dados são retransmitidos por plataformas automáticas de coleta de dados dispersas em diversas localidades do território brasileiro. Participando da série de lançamentos norte-americanos PEGASUS, o Brasil posicionou dois satélites de coleta de dados em órbita terrestre, o SCD-1 em 1993 e o SCD-2 em 1998.

Figura 7. Logo das Missões SCD.



Fonte: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (2013 e 2016); apud Marchi (2017).

O SSR, representado na Figura 8, é principalmente utilizado para registro de informações e imagens da superfície terrestre. Para obtenção desses registros, o Brasil participa do programa de cooperação internacional em parceria com a China, chamado de *China-Brazil Earth Resources Satellite* (Satélites Sino-Brasileiros de Recursos Terrestres), ou CBERS. Esse tipo de satélite percorre uma órbita seleta recolhendo imagens da superfície terrestre para uso de análise posterior (FLORENZANO, 2008). O Sensoriamento Remoto é uma das áreas de estudos científicas e industriais que mais cresceu no passar dos anos.

Segundo Silva (2013), já foram cinco lançamentos de sucesso como resultado da parceria da cooperação Brasil-China. O CBERS-1 foi lançado pelo foguete Marcha IV na base de Taiyan, na China, em 1999. Em sequência o CBERS-2 em 2003 e o CBERS-2B em 2007, que prevendo sustentar o intervalo até o lançamento do CBERS-3, faliu ao cessar funcionamento em 2009. O CBERS-3 foi lançado em 2012, seguido pelo lançamento do atualizado CBERS-4 em 2014. É importante ressaltar que o programa CBERS permite distribuição gratuita de suas imagens, incentivando seus usuários acadêmicos.

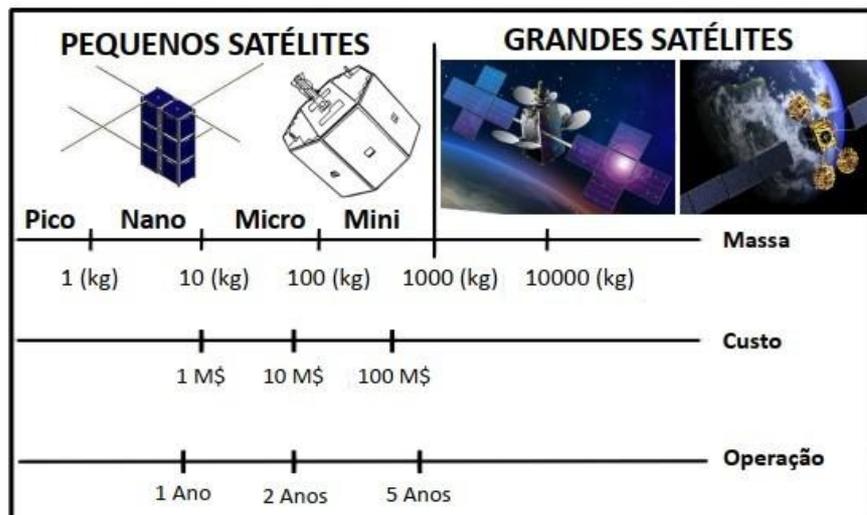
Figura 8. Logo das Missões CBERS e Representação Visual do Satélite.



Fonte: Adaptado de apud Souza (2010).

Como visto na Figura 9, pode-se classificar pequenos satélites em Pico satélites, quando pesam até 1 kg, custam até um milhão de dólares e duram até um ano. Os Nano satélites podem pesar até 10 kg, chegar a custar um milhão de dólares e durar em média um ano. Os Microsatélites podem pesar até 100 kg, custar em média dez milhões de dólares e durar por volta de dois anos. Por último, os Minissatélites podem pesar até 1000 kg, custar em média cem milhões de dólares e durar em média cinco anos (MARCHI, 2017).

Figura 9. Classificação dos Satélites.



Fonte: Marchi (2017).

Para grandes satélites, não é utilizada essa classificação, porém, estes satélites têm em média um custo acima de 100 milhões de dólares, duram menos que 5 anos, e podem pesar

toneladas.

Uma vez já explicada a relevância dos satélites, sua composição e o atual cenário em que o Brasil se encontra em sua utilização, é necessário esclarecer mais sobre seu transporte: Um satélite é colocado em órbita através de um veículo lançador, o qual será abordado em seguida.

2.3 Funcionamento do Veículo Lançador

Visto que o objetivo principal deste trabalho é apresentar uma composição dos conceitos que possibilitam um lançamento de intuito acadêmico, serão somente abordadas as noções acerca dos pequenos veículos lançadores de satélites. As características expostas aqui são embasadas no Boletim de número 2 do Centro de Gestão e Estudos Estratégicos (2018), ou CGEE.

Segundo o CGEE (2018), mesmo que muitas pessoas não percebam, estão utilizando dados transmitidos repetidas vezes por satélites todos os dias, provocando a reconhecida dependência tecnológica encontrada hoje. Isso ocorre porque existe um novo mercado apoiado em tecnologias espaciais, que já se encontra preenchido por iniciativas privadas.

A iniciativa privada também tem se responsabilizado por oferecer não somente os componentes dos satélites, como continuamente atualizar os foguetes que os lançam, buscando disponibilizar o menor custo com a maior eficiência. Mesmo que o mercado esteja tomado por pequenos satélites, o campo de veículos lançadores para satélites de pequeno porte é restrito, isto porque, basta acoplar os satélites menores como “caronas” em um foguete de médio ou grande porte para o lançamento, e desacoplar os mesmos quando o foguete alcançar a órbita destinada ao satélite, podendo lançar diversos satélites no lançamento de um mesmo foguete.

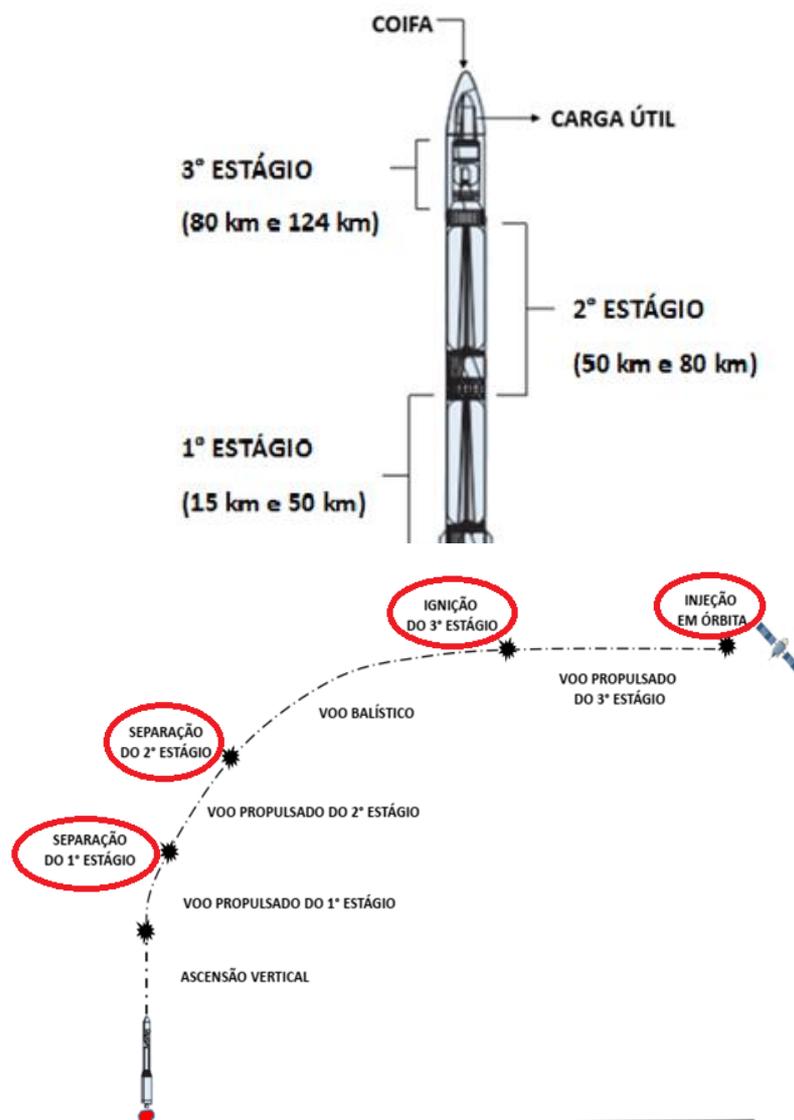
De acordo com Ribeiro (1999), o desenvolvimento na área espacial, em seu início, era reduzido a um pequeno número de países que participavam do cenário da corrida espacial, tendo como vanguarda os EUA e Rússia, seguidos de países como China, Japão, Israel, Ucrânia e Brasil, que buscaram fazer associações e utilizar de veículos remanescentes para impulsionar suas próprias produções nacionais.

É possível classificar os veículos lançadores como pequenos, médios e pesados, de acordo com o peso do satélite a ser carregado e da órbita em que serão colocados. Pequenos veículos são geralmente posicionados em órbitas mais baixas chegando até 2000 km da superfície, conhecidas como *Low Earth Orbit*. Veículos médios são posicionados em órbitas intermediárias, localizadas entre 2000 a 35.786 km da superfície terrestre, chamadas de *Medium*

Earth Orbit. Por último, veículos pesados conseguem alcançar as mais altas órbitas, conhecidas como *High Earth Orbit*, passando de 35.786 km, ou saindo do campo gravitacional terrestre (RIBEIRO, 1999). Em meio aos intervalos das órbitas acima, são calculadas para cada satélite uma órbita ideal na qual o mesmo deve permanecer, de acordo com seu tamanho.

Para compreender melhor um foguete em lançamento, pode-se observar a Figura 10, que apresenta a divisão superficial do foguete, sua ascensão vertical, que deve ser feita até uma determinada altura, seguindo da curva propulsada para que o foguete acompanhe a rotação da Terra e seja instalado em planos paralelos a de seu centro de lançamento.

Figura 10. Esquema de Lançamento de um Foguete.



Fonte: Agência Espacial Brasileira, 2016; apud MARCHI, 2017.

Abaixo, na Tabela 1, estão listados os principais veículos lançadores por país, de acordo

com suas respectivas fontes.

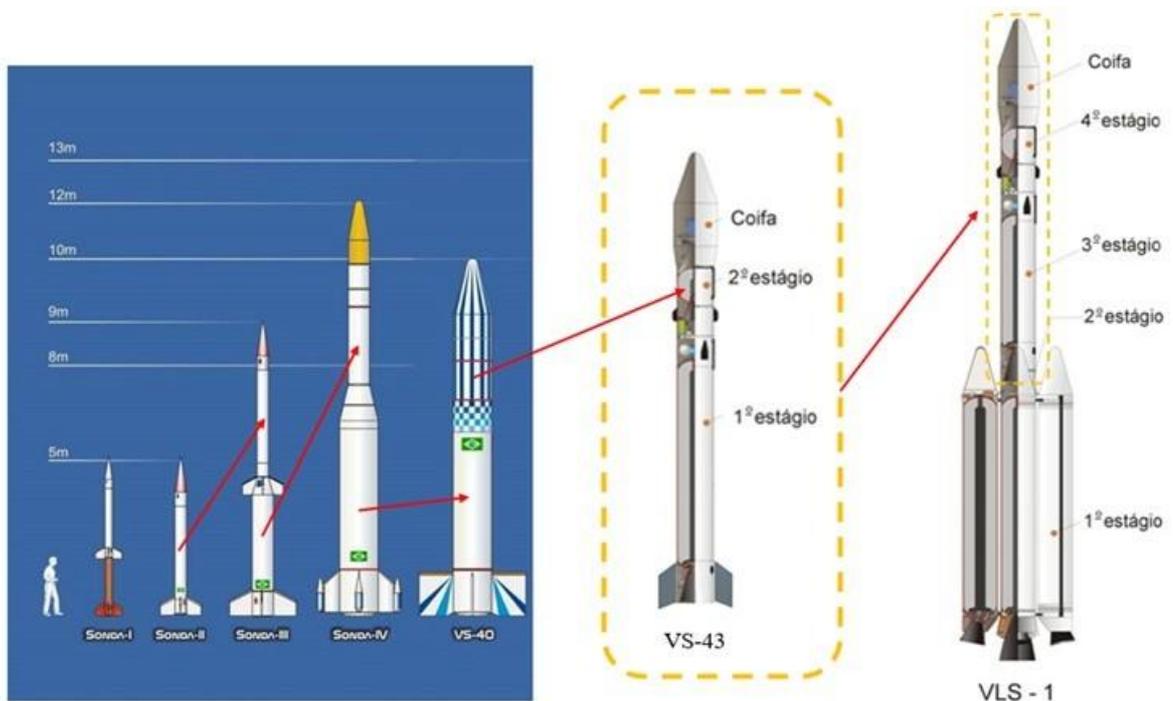
Tabela 1. **Lista dos Principais Foguetes por País.**

País	Foguete	Controlador	Fonte
Brasil	VLS	PID+Filtros	(LEITE FILHO, 2000)
Coréia do Sul	KSLV	PID+Filtros	(SUN et al., 2010)
França	Ariane 5	LQG / H_{∞}	(GANET-SCHOELLER; DUCAMP, 2010)
Japão	H-IIA	PD + Load Relief+Filtros	(SUZUKI, 2004)
Japão	Epsilon	H_{∞} / μ - síntese	(MORITA, 2012)
Japão	M-V	H_{∞} / μ - síntese	(MORITA; GOTO, 2004)
EUA	Saturno	PD+Filtros	(GREENSITE, 1970)
EUA	Atlas	PID+Filtros	(GREENSITE, 1970)
EUA	Titan	PID+Filtros	(GREENSITE, 1970)
EUA	SLS	PID+Filtros + Load Relief	(JANG et al., 2010)
Itália	VEGA	PID+Filtros+Anti-Drift	(LLANA et al., 2013)

Fonte: SILVA, 2014.

Como ilustração das dimensões dos foguetes lançadores, a Figura 11, apresenta a produção brasileira atual de foguetes, que será exposta posteriormente.

Figura 11. **Veículos Desenvolvidos pelo Brasil.**



Fonte: Agência Espacial Brasileira, 2017.

Mesmo a produção de veículos pequenos sendo a menor entre as três classificadas, algumas iniciativas bem-sucedidas devem ser reconhecidas, como é o caso da Agência Espacial

Japonesa, que lançou com sucesso o pequeno foguete JAXA SS-520-5 em fevereiro de 2018. Outro lançamento que merece ser citado é o do foguete *Electron* com capacidade decarga de 150 a 225 kg, projetado pela empresa americana Rocket Lab. Além disso podemos destacar a Nova Zelândia que licenciou, em dezembro de 2018, o planejamento de até 120 lançamentos privados (CGEE, 2018).

Segundo Costa (2004), o PNAE, Programa Nacional de Atividades Espaciais, desenvolveu o Programa de Veículos Lançadores, realizando de forma autônoma a produção de foguetes em solo brasileiro. O Programa de Veículos Lançadores foi dividido em dois subprogramas, o primeiro subprograma foi denominado Subprograma de Foguetes de Sondagem, e o segundo, conhecido por Subprograma de Lançadores de Micro e Pequenos Satélites.

O Subprograma de Foguetes de Sondagem visa a fabricação de veículos especializados no transporte de satélites de pequeno, médio e grande porte, tendo disponíveis quatro projetos para lançamento: o Sonda II, III, IV e o VS 40. Devido a seu valor histórico, é importante destacar que a produção dos foguetes Sonda I e VS 30 foi descontinuada em virtude das diversas falhas e prejuízos financeiros em seu pequeno período de funcionamento.

O Sonda II é um pequeno foguete de sondagem equipado apenas com um motor propulsor de sólido, sendo assim chamado de monoestágio, levando cargas de 20 a 70 kg a uma faixa de 50 a 100 km de altitude.

O Sonda III é um foguete de sondagem que chega a quase 7 m de comprimento, equipado com dois motores propulsores de sólidos, sendo assim chamado de biestágio, capaz de transportar cargas de 50 a 150 kg a uma faixa de 200 a 600 km de altitude.

O Sonda IV é um foguete de sondagem com mais de 9 m, biestágio, capaz de transportar cargas de 300 a 500 kg a uma faixa de 700 a 1000 km de altitude.

O VS 40 é um foguete biestágio, capaz de transportar cargas de até 500 kg a uma faixa de 650 km de altitude. Este é um dos foguetes mais pesados em produção. Isto se dá por seu motor propulsor de primeiro estágio pesar 4200 kg e seu propulsor de segundo estágio pesar 810 kg. Seu desenvolvimento iniciou-se dado a necessidade de testes em propulsores para aperfeiçoar e incrementar a capacidade de transporte para longas trajetórias do veículo VLS, (figura 12), como será visto no próximo subprograma.

O Subprograma de Lançadores de Micro e Pequenos Satélites surgiu para findar o projeto do VLS, (Veículo Lançador de Satélites), foguete considerado multiestágio, contando com quatro propulsores, de quase 20 m de comprimento, capaz de transportar até 200 kg.

De acordo com Silva (2013), o PNAE optou pela terminação do projeto VLS devido aos

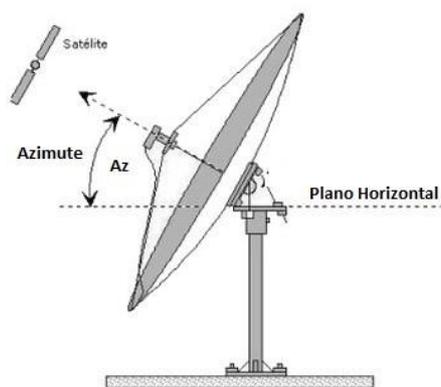
seguidos insucessos de lançamento que causaram notável prejuízo ao seu programa de desenvolvimento de veículos lançadores, com grande repercussão negativa na mídia. Ainda assim, segundo Costa Filho (2006), suas falhas chamaram atenção dos pesquisadores chineses, que procuravam apoio financeiro para realizar sua sequência de lançamentos planejados. A partir de 2007 a China e o Brasil entravam em uma “prestação de serviço mútua”, na qual se iniciava uma série de lançamentos dos quais a China estaria responsável pelos foguetes e planos orbitais, e o Brasil disponibilizaria o satélite que coletaria dados de interesse a ambos os países. De acordo com Costa (2004), o VLS findou em 2003, após os últimos três lançamentos do projeto.

3. MATERIAIS E MÉTODOS

Para a realização do trabalho foram estudadas e revisadas as principais teorias físicas que possibilitam o lançamento de um satélite. As fórmulas planetárias expressadas aqui serão apresentadas primeiramente em contexto geral e então especificadas suas particularidades para cálculos baseados na Terra.

De acordo com Marchi (2017), para que seja efetuado um lançamento o mais eficaz possível é necessário uma sequência de cálculos começando com a determinação do azimute, que segundo Carvalho e Araújo (2008), é o ângulo formado entre o Norte e o plano horizontal escolhido e isso auxilia a orientação orbital, como visto na Figura 12.

Figura 12. **Posicionamento das Antenas.**



Fonte: Saber Elétrica.

É preciso também calcular a velocidade de rotação da Terra sobre a Linha do Equador, a velocidade da Terra sobre qualquer ponto na superfície terrestre, a velocidade orbital de um

satélite, junto ao seu período orbital, a aceleração da gravidade na Terra que influencia na aceleração da gravidade na altitude do satélite. Por último, devem ser apresentados os fundamentos físicos das forças de empuxo, arrasto e de atração gravitacional, que possibilitam compor o planejamento da trajetória do foguete e posicionar o satélite em órbita.

É necessário utilizar a Lei da Gravitação Universal para compreender como ocorre o posicionamento e percurso de um satélite em órbita. A Lei da Gravitação Universal, publicada por Newton em 1687 no livro *Princípios Matemáticos da Filosofia Natural*, explica três grandes questionamentos de sua época:

1. Como os corpos não “caem” sendo que a Terra é redonda?
2. Por que corpos que orbitam a Terra não saem em direções tangenciais?
3. Havendo atração entre dois corpos, como não há movimento entre eles?

Estas questões e muitas outras teorias foram expostas em seu livro que também apresenta as três Leis da Mecânica. Segundo Dias et al. (2004), com a Lei da Gravitação Universal, Newton conseguiu determinar matematicamente a dinâmica entre corpos celestes. De acordo com esta lei, as forças de atração são somente relevantes se a massa dos corpos envolvidos for consideravelmente grande, explicando como corpos leves como o de uma pessoa é atraído pela Terra, ressaltando que esta força de atração não é forte o suficiente para que o objeto de menor massa fique imóvel, podendo até mesmo se movimentar em direção contrária dependendo da atuação de uma força inversa que seja maior que a força que o atrai.

Conforme Braeunig (2013) relata é possível analisar a composição das Leis da Mecânica feitas por Newton através de suas aplicações que podem ser utilizadas tendo como base a Lei da Gravitação Universal. A primeira Lei Mecânica de Newton afirma que um corpo em repouso permanece em repouso ou continua em movimento retilíneo uniforme se estiver em movimento se a força resultante atuando sobre ele for nula. A segunda Lei Mecânica de Newton afirma que havendo a aplicação de uma força em um corpo anteriormente em repouso, haverá variação de velocidade e conseqüentemente, este corpo adquire uma aceleração. Logo, esta força (em módulo) pode ser retratada a partir da multiplicação da massa do corpo e a aceleração encontrada a partir da variação da velocidade, como visto na equação (1), abaixo.

$$F=ma. \quad (1)$$

Na terceira Lei Mecânica, Newton declara que ao analisar a relação entre dois corpos, ambos os corpos exercem forças de mesmo valor, mesma direção e sentidos opostos entre si. Esta teoria foi utilizada como base para a Lei da Gravitação Universal, onde Newton discorre

que duas massas, chamadas aqui de m_1 e m_2 , separadas por uma distância r , que também se atraem por forças de sentidos opostos, mas ainda de mesma intensidade, geram um campo gravitacional considerado dado pela força F_g (em módulo), como visto na equação (2).

$$F_g = G \frac{m_1 \cdot m_2}{r^2} \quad (2)$$

Matematicamente, a Lei da Gravitação Universal, quando utilizada em estudos entre corpos celestes e satélites artificiais, é observada na seguinte identidade:

$$F_g = G \frac{M_p m}{r^2}, \quad (3)$$

onde M_p é a massa do planeta, m é a massa do satélite ou objeto fixado no campo gravitacional, r é a distância entre o centro de massa do planeta e o centro de massa do satélite, e a constante gravitacional G assume o valor de $6,67259 \times 10^{-11} \text{N m}^2/\text{kg}^2$.

É ainda necessário calcular a força que o planeta, neste caso a Terra, exerce sobre um objeto de menor massa, o satélite. Sabendo que o satélite tem massa caracterizada por m e a Terra por M_T , seguindo a segunda Lei Mecânica de Newton, o satélite seria atraído para o centro da Terra em uma aceleração g conhecida como a aceleração da gravidade do planeta, de valor aproximado $9,80665 \text{ m/s}^2$. A relação de igualdade entre a segunda Lei Mecânica e a Lei da Gravitação Universal, pode ser descrita em:

$$F = F_g \quad (4)$$

$$m g = G \frac{M_p m}{r^2} \quad (5)$$

$$g = G \frac{M_p}{r^2} \quad (6)$$

Até o momento, a relação de forças exercidas, somente considera a queda livre retilínea do satélite em direção ao centro da Terra. Entretanto, o satélite precisa alcançar uma velocidade crítica para entrar em órbita muito próxima da superfície da Terra e ser mantido em uma órbita. Entretanto, o satélite se desloca não em linha reta, mas em uma trajetória curva, que é uma circunferência. Podemos considerar que o satélite se desloca durante a sua órbita em um movimento circular uniforme com uma velocidade de magnitude constante. Ao participar deste sistema circular, a velocidade do satélite terá sua direção mudada continuamente, mas sua magnitude não será mudada. Observando que há variação da direção da velocidade do satélite podemos afirmar que existe uma aceleração.

Essa aceleração é chamada de aceleração centrípeta, direcionada para o centro de massa da Terra e pode ser calculada a partir da fórmula:

$$a_c = \frac{v^2}{r}, \quad (7)$$

onde a_c é a aceleração centrípeta que o satélite alcança, dada a velocidade v e o raio do percurso circular r .

Como é possível observar a seguir, aplicamos a aceleração centrípeta no já conhecido cálculo de força da segunda Lei Mecânica de Newton, equação (1). É possível considerar também que a direção de F_c (Força centrípeta, vetorial sempre apontada para o centro do planeta) em um determinado instante, é a mesmo que de a_c no mesmo instante, obtendo:

$$F_c = \frac{mv^2}{r}, \quad (8)$$

Onde m é a massa do satélite. Dessa forma, a força que o mantém em sua órbita é a força peso (massa vezes aceleração da gravidade) no ponto de sua órbita que se encontra.

A velocidade orbital que deve ser alcançada pelo satélite é determinada a partir de variados cálculos que podem ser encontrados em Tipler e Mosca (2009). Iniciando com a igualdade entre a Força Centrípeta (equação (8)) e a Força Gravitacional (equação (3)) podemos deduzir as fórmulas, como iniciado na equação (9), resultando na equação (11), onde a velocidade se encontra dependente da constante gravitacional G , da massa do planeta Terra M_p , do raio da Terra R e da altitude do satélite h .

$$F_c = F_g \quad (9)$$

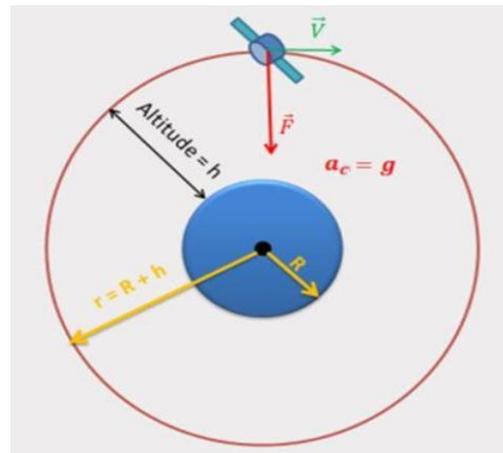
$$\frac{mv^2}{r} = G \frac{M_p m}{r^2} \quad (10)$$

$$v = \sqrt{\frac{GM_p}{R+h}} \quad (11)$$

A figura 13, representa a Força Centrípeta, atuando no satélite em órbita, onde a velocidade vetorial v é tangente a órbita, possuindo aceleração centrípeta a_c , e a aceleração da gravidade g , a altitude da órbita (h), o raio da Terra (R), assumindo r como o somatório do raio da Terra com a altitude do satélite.

Para compreender melhor os movimentos planetários, são analisadas as três leis elaboradas por Johannes Kepler. Segundo Garms e Calda (2018), Kepler buscou validar, em 1600, o modelo de órbitas de Nicolau Copérnico, com o Sol como centro do Universo, explicando a dinâmica do Sistema Solar. Em suas publicações, Kepler discorre sobre o movimento de planetas e satélites, tanto naturais como artificiais, como movimentos que obedecem às três leis, que dependem de seus específicos casos particulares.

Figura 13. Forças Presentes na Lei da Gravitacional Universal.

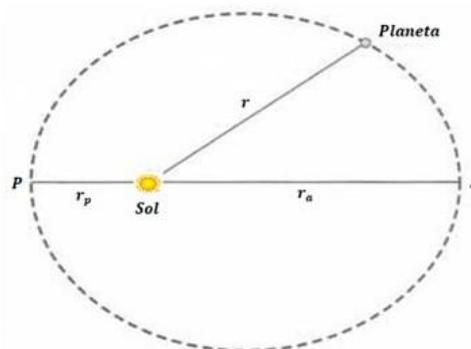


[www://rizzofisico.wordpress.com/2012/07/06/satelites-orbitas-e-velocidade-de-escape/](http://www.rizzofisico.wordpress.com/2012/07/06/satelites-orbitas-e-velocidade-de-escape/)

Na Primeira Lei de Kepler, representada na Figura 14, as órbitas são tidas como elipses, e não circunferências, corrigindo diversos erros que interrompiam o desenvolvimento de pesquisas que seguiam somente o modelo proposto por Copérnico.

Os estudos de Copérnico, assertivamente colocavam o Sol no centro do Sistema Solar, ou seja, heliocêntrico, porém, descreviam os movimentos dos planetas como esféricos, sendo corrigidos por Kepler, que continuou suas análises. Além disso, a Primeira Lei de Kepler ainda apresenta a noção de focos de acordo com a proximidade das extremidades da elipse e do Sol, nomeando a extremidade mais próxima de periélio e a mais distante de afélio.

Figura 14. Demonstração 1ª Lei de Kepler.

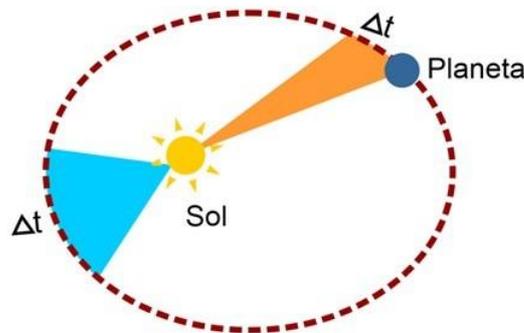


Fonte: Adaptado de Tipler (2012).

A Segunda Lei de Kepler, representada na Figura 15, sugere que a velocidade de rotação orbital de um planeta ou satélite em volta do Sol não é constante, variando de acordo com a distância entre eles e sua massa. Esta Lei é equivalente a Lei da Conservação do Momento

Angular, afirmando que uma linha reta traçada entre qualquer corpo celeste e o Sol, varrerá a mesma área em um mesmo intervalo de tempo.

Figura 15. **Demonstração da 2ª Lei de Kepler.**



Fonte: Autor (2009).

Na Terceira Lei de Kepler, também conhecida como Lei dos Períodos, Kepler discutiu a relação entre a distância de um planeta e seu período de translação, que, como visto na Segunda Lei, quanto mais distante do Sol, maior será o tempo para completar o percurso. Kepler expressou matematicamente a Terceira Lei na equação abaixo:

$$T^2 = kR^3, \quad (12)$$

onde o R é o raio da órbita do planeta e k é a constante orbital dada por:

$$k = \frac{4\pi}{GM} \quad (13)$$

Logo, a Lei dos Períodos pode ser encontrada a partir da expressão:

$$T^2 = \frac{4\pi^2}{GM_s} R^3 \quad (14)$$

Outro dado importante e que auxilia no controle e acompanhamento do satélite, bem como resulta no intervalo de tempo que o satélite leva para completar uma volta é o período orbital de um satélite. Como demonstrado por Tipler e Mosca (2009), utilizando os mesmos dados inseridos na equação (12), é obtido:

$$T^2 = \frac{4\pi^2}{GM_t} (R + h)^3 \quad (15)$$

Além disso é necessário o cálculo da aceleração da gravidade na Terra (g), para compreender a aceleração a ser utilizada no cálculo da aceleração da gravidade na altitude do Satélite (g_h). Esta aceleração g_h deve ser alcançada no lançamento e posicionamento do satélite em órbita e é dada por:

$$g = \frac{GM_p}{R^2}, \quad (16)$$

$$g_h = g \left(\frac{R}{R+h} \right)^2. \quad (17)$$

Segundo Braeunig (2013), as teorias físicas consideradas como atuantes em um foguete são baseadas na segunda lei de Newton, onde a força atuante de um sistema é proveniente do produto de sua massa e sua aceleração em um deslocamento não constante. Nesta teoria é apontado que a Força de Empuxo gerada pelos gases dos motores deve superar a Força Peso total do veículo e ser mantida até que a órbita desejada seja alcançada, como mostra a Figura 16.

Figura 16. Força de empuxo no foguete.



Fonte: <https://n.i.uol.com.br/licaodecasa/ensmedio/fisica/esq-foguete.jpg>

A Força de Empuxo (E), ajustada com o azimute local, junto com a Força Peso (P) e com a segunda Lei Mecânica de Newton, formarão a equação que relaciona as forças da seguinte forma:

$$F = ma \quad (18)$$

$$E - P = ma, \quad (19)$$

onde m é a massa do foguete e a é a sua aceleração. Cabe ressaltar que é necessário que a aceleração inicial do foguete seja maior do que a aceleração da gravidade.

De acordo com Tipler (2012), a energia presente nos corpos que os capacita a realizar qualquer forma de trabalho é chamada de Energia Potencial. Quando se analisa um corpo a partir da sua posição em um campo gravitacional, medindo os potenciais trabalhos que podem ser realizados dado seu peso e sua relativa altura no campo, pode-se chamar a energia resultante de Energia Potencial Gravitacional (E_{pg}), calculada por:

$$E_{pg} = mgh. \quad (20)$$

Quando o corpo em questão se encontra em movimento, é possível encontrar outra

energia, a Energia Cinética, calculada a partir da massa do corpo e sua velocidade, pela seguinte expressão:

$$E_c = \frac{mv^2}{2}. \quad (21)$$

A energia resultante da relação entre estas duas energias é a Energia Mecânica, que pode ser transferida entre corpos através de sua interação em um mesmo meio. No caso das Energias Potencial Gravitacional e Cinética, é possível encontrar a Energia Mecânica dado um corpo lançado a uma determinada distância do solo, adquirindo certa velocidade. Pode-se dizer então, que este corpo produz Energia Mecânica E_M através da soma de ambas as energias, Potencial Gravitacional e Cinética, ou seja,

$$E_M = E_c + E_{pg}. \quad (22)$$

Entretanto, para um corpo escapar da ação do campo gravitacional da Terra, ou seja, para o foguete deixar a superfície da Terra, é necessário que ele possua uma velocidade mínima, que é chamada de velocidade de escape (da Terra). Nesse caso, o foguete possui a energia cinética dada pela equação 21, mas a energia potencial é dada por:

$$E_{pg} = \frac{-GMm}{R}, \quad (23)$$

em que, M e R são, respectivamente, a massa e o raio do planeta Terra. Considerando que o movimento do foguete começa na superfície da Terra, temos que a energia mecânica inicial na superfície é:

$$E_{M,superfície} = E_c + E_{pg} \quad (24)$$

$$E_{M,superfície} = \frac{mv^2}{2} + \left(\frac{-GMm}{R}\right) \quad (25)$$

Considerando que o foguete atinge o infinito, temos que ele não terá mais energia cinética e nem energia potencial gravitacional, pois nesse caso, escolhemos esta configuração como zero para a energia potencial nula. Desse modo, a energia mecânica final $E_{M,final}$ do foguete será:

$$E_{M,final} = 0 \quad (26)$$

Utilizando o princípio de conservação da Energia Mecânica, onde a energia mecânica inicial do foguete é igual a energia mecânica final, chegaremos a seguinte expressão:

$$E_{M,superfície} = E_{M,final} \quad (27)$$

$$\frac{mv^2}{2} + \left(\frac{-GMm}{R}\right) = 0 + 0 \quad (28)$$

$$\frac{mv^2}{2} = \left(\frac{GMm}{R}\right) \quad (29)$$

Isso nos fornece que:

$$v = \sqrt{\frac{2GM}{R}}. \quad (30)$$

A equação (30) corresponde a velocidade de escape que um foguete deve apresentar para escapar do campo gravitacional e pode ser usada para calcular a velocidade de escape de qualquer corpo celeste, tomando m como a massa do corpo, M é a massa do planeta e R é o raio do planeta. Para a superfície da Terra, a velocidade de escape será de 11,2 km/s ou 40320 km/h.

Para o lançamento, é calculada a velocidade de rotação da Terra sobre a Linha do Equador (equação 31) que auxiliará no posicionamento do satélite em órbita. É importante evidenciar que em órbitas mais próximas da linha do equador o posicionamento é facilitado e, portanto, mais efetivo, sendo apenas necessário utilizar o raio equatorial médio denotado por R_T e o período de rotação da Terra P_{rot} .

$$v_{eq} = \frac{2\pi R_T}{P_{rot}} \quad (31)$$

Em casos de posicionamento fora da linha do equador é fundamental a determinação do Azimute, que indica a direção horizontal em que o foguete deverá ser lançado, sendo também utilizado a inclinação que o mesmo deverá fazer quando se aproximar de seu posicionamento em órbita. Dessa forma o azimute, pode ser calculado pela inclinação i e a latitude local δ .

$$\text{sen}(\beta_{loc}) = \frac{\cos(i)}{\cos(\delta_{loc})}, \quad (32)$$

onde i é a inclinação e δ é a latitude local. À vista disso, foram descritos os cálculos que baseiam o posicionamento de um satélite e sabendo que as órbitas são próprias do satélite, sendo somente evidenciados à qual faixa pertence, é necessário apresentar as classificações de órbitas que intermeiam as órbitas baixas, médias e altas:

- É dito que um satélite percorre a Órbita Geoestacionária quando este realiza um percurso exatamente sobre a linha do equador, com direcionamento idêntico ao da rotação da Terra e permanecendo uma distância de 36000 km, entre ambas as órbitas baixa e média.
- A Órbita Geossíncrona possui as mesmas especificações da Órbita Geoestacionária, porém assumindo uma inclinação da linha do equador, não fixando o satélite sobre a mesma.
- A Órbita Polar acolhe satélites que estão localizados a uma distância de 36000 km que é traçada a partir dos polos da Terra, tendo período de revolução superior a 24 horas. Esta órbita ficou conhecida em um caso de espionagem americano que vigiava atividades russas com mínima percepção.

4. DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

Dado o cenário histórico do desenvolvimento de satélites tanto no mundo, quanto no Brasil, e as noções físicas básicas que possibilitam um lançamento de foguete em órbita, foram expostas aqui os conceitos iniciais a se considerar para um planejamento de lançamento de satélite de estudo acadêmico.

Considerando ambos os tipos de satélites apresentados neste trabalho de conclusão de curso, é proposto a escolha do SCR, uma vez que são os satélites cujo o Programa Espacial Brasileiro tem maior número de casos de usos, e logo aponta melhores atualizações.

Para o porte, dado o histórico de parcerias internacionais que o Brasil possui, é interessante o lançamento de pequenos satélites que podem ser acoplados como “caronas” em diversos lançamentos, contribuindo com o custo e diminuindo os dejetos casuais de lançamento. Ainda para a produção, os Pico e Nano satélites são os mais indicados.

Dada à escolha dos satélites de pequeno porte e o lançamento “carona”, e tendo em perspectiva o incentivo na indústria de fabricação brasileira, é aconselhado a escolha do Sonda III ou Sonda IV.

Uma vez apontado o lançamento, é então visto que a órbita Geossíncrona seria mais adaptável por não necessitar garantir que o lançamento seja feito a partir da linha do equador e sua distância ser consideravelmente acessível para manutenção ou falha operacional.

Ao analisar os fundamentos físicos e matemáticos que possibilitam o lançamento do foguete e seu posicionamento em órbita, é necessário compreender algumas limitações para evitar episódios indesejáveis. Deve ser destacado que as proximidades ao oceano devem ser preferência como localização do lançamento, dadas as possíveis casualidades provenientes e dejetos que podem vir a atingir áreas urbanas após o término do primeiro e segundo estágio o tanque de combustível ao desacoplar do veículo lançador.

Foi reconhecido na literatura que, dada a localização de lançamento fora das proximidades da linha do Equador, o ângulo de inclinação deve estar entre 35° e 90° , em relação ao plano horizontal.

Por último, foi observado que o limite de velocidade de escape mínimo a ser calculado no estudo de planejamento, deve contar de uma larga superação com o mínimo de 11,2 km/s, permitindo que o foguete consiga superar a força de atração gravitacional entre dois corpos rígidos em tempo hábil, certificando o alcance da órbita desejada.

5. CONCLUSÃO

Segundo Carleal (1999), até a Idade Moderna, o universo e seus mistérios, pareciam insondáveis para o homem, até que fomos capazes de explicar o movimento dos corpos celestes após grande investigação sobre corpos rígidos. Muito se passou, e hoje somos capazes não só de registrar fenômenos espaciais, mas também compor o cenário espacial, dada a compreensão das órbitas e dos cálculos de como posicionar um corpo em uma.

Neste trabalho expomos o cenário histórico e atual em que o Brasil se encontra com o desenvolvimento de tecnologias espaciais, destacando desde o início da corrida espacial no mundo, até os acordos de apoio entre Brasil e China. Além disso, foram apresentados os fundamentos físicos baseados nas descobertas de Newton e modelos propostos por Kepler. Foram também, identificados os principais cálculos que possibilitam o lançamento, relacionando matematicamente as Leis Gravitacionais e elementos físicos naturais.

Foi observado, ainda, que dado um planejamento de um lançamento, deve-se atentar ao tipo de satélite que melhor se adequará à missão em questão, qual será o foguete apropriado para o transporte, qual a inclinação a ser escolhida dado o local de lançamento e se os parâmetros a serem calculados se encontram dentro das limitações específicas.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ANTUNES, E. V. **A Evolução Histórica do Programa Espacial Brasileiro**. Florianópolis: XV Seminário Nacional de História da Ciência e Tecnologia, 2016.
- BRAEUNIG, R. A. **Orbital Mechanics**. 2013. Disponível em: < <http://www.braeunig.us/space/orbmech.htm>>. Acessado em 01 de Outubro de 2019.
- CARLEAL, A. B. **Uma Breve História da Conquista Espacial**. Brasília: MCT/CEE - Parcerias Estratégicas, v. 4, n. 7, p. 21-30, 1999.
- CARVALHO, E. A.; ARAÚJO, P.C. Leituras Cartográficas e Interpretações Estatísticas I. **Orientação: Rumo, Azimute, Declinação Magnética**. Natal: EDUFRN, p. 248, 2008.
- COSTA, F. W. **O Programa Espacial Brasileiro: O Desenvolvimento de Foguetes Lançadores de Satélites e Suborbitais em um Ambiente Internacional Adverso**. Brasília: Centro Universitário de Brasília, 2004.
- COSTA FILHO, E. J. **A Dinâmica da Cooperação Espacial Sul-Sul: O Caso do Programa CBERS (China-Brazil Earth Resources Satellite)**. Campinas: Universidade Estadual de Campinas, 2006.
- DIAS, P. M. C.; SANTOS, W. M. S.; SOUZA, M. T. M. **A Gravitação Universal**. In: Revista Brasileira de Ensino de Física, v. 26, n. 3, p. 257 - 271, (2004).
- FLORENZANO, T. G. **Os Satélites e Suas Aplicações**. São José dos Campos: Sindicato dos Servidores Públicos Federais na Área de Ciência e Tecnologia do Vale do Paraíba, SindCT, 2008. ISBN 978-85-62042-00-3.
- GARMS, M. A.; CALDAS, I. L. **Síntese das Leis de Kepler**. In: Revista Brasileira de Ensino de Física, v. 40, n. 2, e2316, 2018. DOI: < <http://dx.doi.org/10.1590/1806-9126-RBEF-2017-0253>>.
- KUGA, H. K.; CARRARA, V.; RAO, K. R. **Introdução à Mecânica Orbital – 2ª Edição**. São José dos Campos: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 2012.
- MACHADO, P. R. S. **A Produção do Espaço Geográfico: O Espaço Sideral**. Ijuí: Universidade do Noroeste do estado do Rio Grande do Sul, 2011.
- MARCHI, L. O. **Estudo de Manobras para Colocação de um Satélite em uma Órbita Nominal**. São José dos Campos: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 2017.
- MARTÍNS, F. A. C.; ZANOTELLO, M. **Mecânica Celeste e a Teoria dos Sistemas Dinâmicos: Uma Revisão do Problema Circular Restrito de Três Corpos**. In: Revista Brasileira de Ensino de Física, São Paulo, v. 40, n. 2, e2310, 2018. Disponível em: <http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S1806-11172018000200410&lng=pt&tlng=pt>. Acessado em 30 set. 2019. Epub 06 de Nov. de 2017. DOI: <<http://dx.doi.org/10.1590/1806-9126-rbef-2017-0174>>.
- MAUER, T. **Peleja no Firmamento: O Lançamento do Sputnik-1 Através do Correio do Povo**. Porto Alegre: Universidade Federal do Rio Grande do Sul, 2017.

MICHEL, D. P. **Sputnik-2**. 2007. Disponível em: <http://mentallandscape.com/S_Sputnik2.htm>. Acessado em 19 de nov. de 2019.

RIBEIRO, T. S. **Veículos Lançadores de Satélites – Cenário Atual e Futuro**. In: Parcerias Estratégicas, n. 7, 1999.

RODRIGUES, A. **Satélite Brasileiro de Alta Resolução vai Aprimorar Monitoramento Agrícola**. Embrapa, 2018. Disponível em: <<https://www.embrapa.br/busca-de-noticias/noticia/40022384/satelite-brasileiro-de-alta-resolucao-vai-aprimorar-monitoramento-agricola>>. Acessado em 22 de jan. 2019.

SABER ELÉTRICA. **Posicionamento de uma Antena Parabólica**. 2019. Disponível em: <<https://www.sabereletrica.com.br/instalar-antena-parabolica/#respond>>. Acessado em 19 de nov. 2019.

SECRETARIA DE ASSUNTOS ESTRATÉGICOS. **Desafios do Programa Espacial Brasileiro**. Brasília: SAE, p. 276, 2011.

SILVA, A. G. **Análise e Projeto de Sistemas de Controle de Atitude para Veículo Lançador de Satélites (VLS)**. São José dos Campos: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 2014.

SILVA, M. F. **O Programa Espacial Brasileiro em perspectiva histórica: do início a 2010**. Brasília: MCT/CEE - Parcerias Estratégicas, v. 18, n. 37, p. 195-208, 2013.

SILVEIRA, G. **Desenvolvimento de uma Ferramenta Computacional para Simulação de Voo de Veículos Lançadores**. São José dos Campos: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 2014.

SOUZA, P. N. **Programas Espaciais e a Tecnologia de Satélites**. São José dos Campos: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 2010.

TIPLER, P. A.; MOSCA, G. Física para Cientistas e Engenheiros. **Gravitação**. Rio de Janeiro, v. 1, n. 6, p. 373-396, 2009.