

# ANÁLISE TÉCNICA DAS TECNOLOGIAS DE PROPULSÃO EMPREGADAS NO VEÍCULO LANÇADOR DE SATÉLITES (VLS-1)<sup>1</sup>

## *TECHNICAL ANALYSIS OF THE PROPULSION TECHNOLOGIES USED IN THE SATELLITE LAUNCH VEHICLE (VLS-1)*

João Vitor Soldatelli<sup>2</sup>  
Douglas Henrique Queiroz de Carvalho\*

### RESUMO

Dadas as condições favoráveis para o lançamento de veículos espaciais em território brasileiro e as necessidades estratégicas de se possuir um veículo de lançamento espacial nacional, pretende-se fazer uma análise sobre as características das tecnologias de propulsão empregadas no veículo lançador de satélites brasileiro (VLS-1), visando o futuro desenvolvimento de um sistema desse tipo com a capacidade de colocar em órbita cargas de pequeno e médio porte, a fim de melhor aproveitar essas condições. A análise será feita apontando as tecnologias necessárias inerentes ao desenvolvimento de um veículo desse tipo. Para uma melhor compreensão do tema, será realizado um apanhado histórico do programa espacial brasileiro. Serão apresentadas as tecnologias já desenvolvidas e utilizadas durante a construção do VLS-1, comparando-as com as demais tecnologias de propulsão utilizadas em projetos semelhantes por outros países e empresas privadas, tendo como foco a evolução dessas tecnologias após o fim do programa. Assim, espera-se verificar qual a viabilidade do desenvolvimento da tecnologia necessária para a construção de um veículo de lançamento espacial em território nacional, e como o VLS-1 se compara a demais projetos de veículos lançadores e tecnologias existentes. Dada a sua natureza analítica, o trabalho proposto será realizado com base na revisão e na pesquisa bibliográfica e na aplicação do método AHP para a análise comparativa. Dada a dependência desse setor das Forças Armadas, especialmente da Força Aérea, será analisado o Programa Estratégico de Sistemas Espaciais. Além disso, serão utilizados livros, artigos, teses e documentos oficiais de fontes como o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) e a Agência Espacial Brasileira (AEB), para tratar sobre os demais aspectos presentes na pesquisa.

**Palavras-chave:** Espaço; Veículo de Lançamento; Tecnologias de Propulsão; VLS-1; Método AHP.

---

<sup>1</sup> Artigo de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Formação de Oficiais Aviadores (CFOAv) da Academia da Força Aérea (AFA).

<sup>2</sup> Cadete Aviador do 4º Esquadrão (Turma Orthrus, 2023).

\*2º Ten QOCon Magistério Física Superior. Academia da Força Aérea. E-mail: [carvalhodhqc@fab.mil.br](mailto:carvalhodhqc@fab.mil.br)

## ABSTRACT

Given the favorable conditions for launching spacecraft in Brazilian territory and the strategic needs of having a national space launch vehicle, an analysis will be conducted on the characteristics of propulsion technologies employed in the Brazilian satellite launch vehicle (VLS-1). This analysis aims to inform the future development of a similar system capable of placing small and medium-sized payloads into orbit, in order to maximize these conditions. The analysis will focus on identifying the necessary technologies inherent in the development of such a vehicle. To provide a better understanding of the topic, a historical overview of the Brazilian space program will be presented. The technologies already developed and utilized in the construction of the VLS-1 will be compared with other propulsion technologies used in similar projects by other countries and private companies, with a focus on the evolution of these technologies following the conclusion of the program. Thus, the feasibility of developing the required technology for constructing a domestic space launch vehicle will be assessed, along with how the VLS-1 compares to other launch vehicle projects and existing technologies. Given the analytical nature of the proposed work, it will be based on literature review, bibliographic research, and the application of the AHP method for comparative analysis. Considering the dependence of this sector on the Armed Forces, particularly the Air Force, the Strategic Program for Space Systems will be analyzed. Additionally, books, articles, theses, and official documents from sources such as the National Institute for Space Research (INPE) and the Brazilian Space Agency (AEB) will be used to address other aspects within the research.

**Keywords:** Space; Launch Vehicle; Propulsion Technologies; VLS-1; AHP Method.

## INTRODUÇÃO

Um sistema de lançamento espacial é definido como um meio de transporte de cargas que possuem como destino a órbita terrestre ou algum ponto no espaço. Quanto mais alta a órbita ou mais distante no espaço deseja-se alcançar, maior é a energia necessária para levar a carga até o destino. O único método utilizado atualmente para se colocar um objeto em órbita é por meio de um veículo de lançamento movido a motores foguetes, que queimam uma mistura de combustível e comburente, acelerando sua carga útil, que parte do solo com velocidade nula, até a energia necessária para mantê-la na órbita desejada ou levá-la até o ponto no espaço desejado (SELLERS, 2014).

Poucos são os países que dominam a tecnologia necessária para construir um veículo capaz de entregar uma carga à órbita terrestre. Até hoje, apenas doze países obtiveram êxito na construção de um veículo de lançamento espacial totalmente nacional que seja capaz de cumprir essa missão. São eles: os Estados Unidos, a Rússia, o Japão, a França, o Reino Unido,

a China, a Índia, o Irã, a Coreia do Norte, a Coreia do Sul, a Ucrânia e Israel (WILSON, 2001). O Brasil, através do antigo Instituto de Atividades Espaciais (CTA/IAE), buscou no passado fazer parte dessa lista de países com o desenvolvimento de um veículo lançador de satélites próprio (VLS-1), encerrando oficialmente o programa em 2016 sem obter sucesso, após falhas em voo dos dois primeiros protótipos e após o acidente em solo do terceiro protótipo (VLS-1 V03) em 2003, que tirou a vida da maior parte dos engenheiros que trabalhavam no projeto (COMAER, 2004).

Dada a importância estratégica de se obter acesso ao espaço por meios nacionais, o desenvolvimento de um veículo de lançamento espacial brasileiro continua sendo relevante ao país, em especial, ao Programa Estratégico de Sistemas Espaciais (PESE). Esse programa, que visa a implementação de sistemas espaciais para atender às necessidades do Ministério da Defesa e das Forças Armadas, necessita de um veículo capaz de colocar em órbita satélites e sistemas espaciais de monitoramento, mapeamento e comunicação previstos no programa (BRASIL, 2018). Atualmente, a colocação desses sistemas em órbita é feita mediante contratos com empresas estrangeiras como a americana SpaceX e a francesa Arianespace.

Apesar das dificuldades técnicas e financeiras, o Brasil mantém ativo um programa espacial, o Programa Espacial Brasileiro (PEB), que objetiva desenvolver tecnologias para satélites e sistemas espaciais, além de promover a formação de recursos humanos especializados na área. A Agência Espacial Brasileira, responsável pelo PEB, trabalha em parceria com outras agências espaciais, como a NASA dos Estados Unidos, para aprimorar as tecnologias brasileiras e ampliar o conhecimento científico no país. Além disso, a agência tem investido em projetos satelitais para observação da Terra e para comunicações, como o Satélite Geoestacionário de Defesa e Comunicações Estratégicas (SGDC), colocado em órbita em 2017.

Desde o início da exploração espacial, o setor aeroespacial mundial está sob constante evolução à medida que se buscam novas tecnologias capazes de levar-nos a destinos cada vez mais ousados. Nesse sentido, cabe-se questionar: Como as tecnologias de propulsão desenvolvidas pelo Brasil, utilizadas no veículo de lançamento espacial nacional VLS-1, comparam-se em relação a projetos semelhantes na atualidade? Devido ao presente trabalho ter como objetivo principal, um estudo mais criterioso, a fim de apontar dentre as tecnologias disponíveis, quais são as mais viáveis atualmente, tal questionamento será analisado a partir

da aplicação da Análise Multicritério, utilizando-se o método AHP (Analytic Hierarchy Process).

## **1 REVISÃO DE LITERATURA**

Neste capítulo, serão abordadas as necessidades estratégicas do Brasil no âmbito espacial geral, os conceitos básicos relacionados com as tecnologias de propulsão de um veículo espacial e a Análise Multicritério, com foco no método AHP.

### **1.1 NECESSIDADES ESTRATÉGICAS**

No que se refere à necessidade de sistemas espaciais estratégicos para a defesa e desenvolvimento do país, diversos autores destacam como o Brasil, com suas vastas fronteiras, densas florestas e partes da população vivendo em áreas remotas, carece de sistemas capazes de monitorar a partir do espaço esses locais de difícil acesso e de prover comunicação tanto para civis quanto para militares.

Em relação ao imageamento remoto, percebe-se que o Brasil recorre a serviços estrangeiros e gasta recursos valiosos para obter os dados de que necessita:

Na parte de imageamento, órgãos como a Embrapa, a Petrobras, o IBGE, entre outros, adquirem imagens pagas de satélites. No entanto, a maior parte delas é fornecida por operadores estrangeiros, com autorização para operar no Brasil. Conforme o Portal da Transparência, a Embrapa adquire imagens das empresas Imagem Geosistemas e Comércio Ltda. e Sib-Space Imaging Brasil Produtos e Representações Ltda., tendo despendido, em 2009, R \$968.452,00 com as duas empresas (BRASIL, 2010, p.74).

Avanços fizeram-se nessa área, com o Brasil adquirindo e operando alguns satélites de imageamento e comunicações, tendo como exemplo o Satélite Geoestacionário de Defesa e Comunicações Estratégicas (SGDC), lançado em 2017 em um foguete da empresa francesa Arianespace (RUSSO, 2013). Contudo, o número de satélites operados pelo Brasil ainda não é grande o suficiente para suprir as necessidades de dados e comunicações do país. Segundo o que o próprio do Ministério da Defesa atesta, essas necessidades precisam ser suplantadas

pelo próprio Estado Brasileiro, o que trará benefícios tanto à sociedade quanto para o setor aeroespacial nacional.

Há, no Brasil, uma forte demanda por serviços de comunicações, de meteorologia, e de produção de imagens e dados estratégicos provenientes de satélites, que precisam ser de domínio do Estado Brasileiro. É natural que haja uma convergência das decisões nacionais, concretas e ininterruptas, tornando possível a formação de um ciclo sustentável de desenvolvimento e de evolução compatíveis com as capacidades atuais e futuras do País. A consequência será a conquista da independência do setor aeroespacial brasileiro, tornando crescentes e permanentes os benefícios à nossa sociedade (BRASIL, 2018, p.13).

Em outro ponto, o Programa Estratégico de Sistemas Espaciais, cita como um de seus objetivos principais, a implantação do Sistema de Defesa Aeroespacial Brasileiro, e destaca a necessidade de veículos de acesso ao espaço, bem como a infraestrutura necessária para operá-los.

Ainda em consonância com a END, o Sistema de Defesa Aeroespacial Brasileiro (SISDABRA) disporá de um complexo de monitoramento e comunicações, veículos de acesso ao espaço, centros de lançamento, satélites geoestacionários e de monitoramento, aeronaves para obtenção de dados de interesse e respectivos aparatos de visualização e de comunicações, que estejam sob integral domínio nacional, tornando o Comando de Operações Aeroespaciais (COMAE) como núcleo central da defesa aeroespacial incumbido de liderar e integrar todos os meios de monitoramento aeroespacial do País (BRASIL, 2018, p.18).

A partir disso, constata-se que existe no Brasil uma grande demanda por sistemas espaciais estratégicos e conseqüentemente, veículos capazes de colocá-los em órbita. Esses projetos, de importância estratégica para o país, garantem que essa demanda se manterá por um longo período e justifica o desenvolvimento de um veículo dessa natureza.

## 1.2 TECNOLOGIAS DE PROPULSÃO

Em relação às tecnologias envolvidas no projeto de um veículo de lançamento, Sellers (2016) aponta que um veículo de lançamento espacial possui diversos sistemas complexos que atuam conjuntamente para que se obtenha o resultado esperado: levar ao espaço uma determinada carga útil. Esses sistemas incluem os sistemas de propulsão, que fornecem a energia necessária para impulsionar todo o conjunto; os sistemas de orientação e controle, que

mantêm o foguete no curso desejado; os sistemas destinados ao transporte seguro e inserção em órbita da carga útil; os sistemas de suporte à vida, que fornecem ar respirável, água e alimentos para a tripulação humana, caso houver; e os sistemas de comunicação, que permitem que o veículo se comunique com a Terra e com outros sistemas espaciais. O autor também destaca que cada um desses sistemas é crítico para o sucesso de uma missão de lançamento espacial, e sua complexidade exige a utilização de tecnologias avançadas e longos períodos de pesquisa e desenvolvimento.

Em razão de que, com o VLS-1, o Brasil buscava desenvolver um veículo precisamente para suprir a necessidade de lançamento de satélites de pesquisas meteorológicas, monitoramento e telecomunicações (PESE MD 20-S-01, 2018), destacam-se principalmente os sistemas de propulsão, tendo em vista o fato de ser um sistema determinante para as capacidades do veículo e para o tipo de missão que o mesmo realizará. Portanto, é fundamental para o objetivo da pesquisa, entender os principais detalhes desse sistema, o seu funcionamento e as principais variações utilizadas atualmente.

### **1.2.1 Sistemas de Propulsão**

Existem diversos tipos de propulsão utilizados em foguetes de lançamento espacial, cada um com suas características e aplicações específicas. Os sistemas mais conhecidos são classificados como de propulsão química e incluem os motores de combustível sólido, que utilizam um propelente sólido queimado para gerar empuxo; os motores de combustível líquido, que envolvem a queima de um combustível líquido com um oxidante também líquido para produzir empuxo; e os motores de propulsão híbrida, que combinam elementos sólidos e líquidos para gerar empuxo. Além desses, há também os motores iônicos, que utilizam a aceleração de íons para produzir impulso de baixa magnitude, mas altamente eficiente em termos de consumo de combustível; e os motores nucleares, que utilizam a fissão ou a fusão nuclear para gerar calor, que é convertido em energia cinética para produzir empuxo (SUTTON; BIBLARZ, 2016).

### 1.2.2 Impulso Específico, Impulso Total e Empuxo

Três conceitos intrinsecamente relacionados à propulsão de um veículo de lançamento que necessitam ser entendidos antes de abordá-la são: força de empuxo ( $F$ ), impulso total ( $It$ ) e impulso específico ( $Is$ ). De acordo com Taylor (2017), o empuxo é definido como a força responsável por impulsionar o foguete na direção oposta à exaustão dos gases. O empuxo é diretamente proporcional à taxa de fluxo de massa dos gases de escape e à velocidade de saída desses gases. O impulso total resulta da multiplicação da força de empuxo pelo tempo de funcionamento do motor ( $t$ ). Para uma força de empuxo constante, com transientes de ignição e desligamento insignificantes, a equação do impulso total é a seguinte:

**Equação 1** Cálculo do impulso total

$$It = F \times t$$

Já o impulso específico, pode ser definido como a relação entre o empuxo total produzido por um motor de foguete e o fluxo de massa de propelente consumido por unidade de tempo. É uma medida da eficiência do motor na conversão de propelente em impulso e é geralmente expresso em segundos (SUTTON e BIBLARZ, 2016).

**Equação 2** Cálculo do impulso específico em segundos

$$Is = It / (mg_0)$$

Na equação,  $m$  representa a taxa de fluxo de massa de propelente em  $kg/s$  e  $g_0$  representa aceleração da gravidade ao nível do mar ( $9.8066 m/seg^2$ ).

A seguir, a Tabela 1 mostra os principais tipos de motores utilizados nos sistemas de propulsão, que serão abordados em detalhes nas próximas seções, e o impulso específico típico de cada um desses motores, utilizando uma média entre diferentes sistemas existentes na atualidade.

**Tabela 1** Tipos de motores de foguete e impulso específico médio medido em segundos.

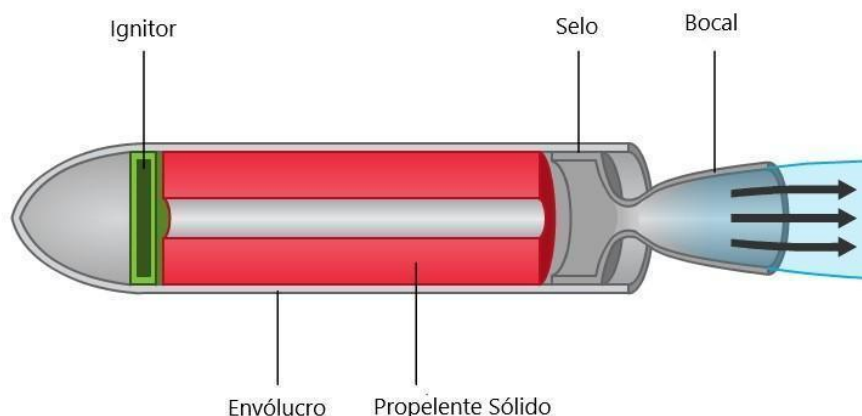
Tipo de Motor	Impulso Específico Médio (segundos)
Motor de combustível sólido	150-350
Motor de combustível líquido - monopropelente	200-250
Motor de combustível líquido - bipropelente	300-460
Motor híbrido	300-350
Motor nuclear térmico	800-1000
Motores elétricos (Íon)	1000-10.000

Fonte: adaptado de (HEISTER, et al., 2019).

### 1.2.3 Motores de Combustível Sólido

Nesse tipo de propulsão, o combustível e o oxidante estão misturados em um sólido compacto chamado propelente. Quando ocorre a queima do propelente na câmara de combustão, é liberado um grande volume de gases quentes que são expelidos pelo bocal do motor, gerando empuxo (SUTTON; BIBLARZ, 2016). Os motores de combustível sólido são conhecidos por sua simplicidade na construção (Figura 1), sua confiabilidade e sua capacidade de fornecer um grande impulso inicial. Por esse motivo, são amplamente utilizados em estágios iniciais de lançamento de foguetes, onde a necessidade de um empuxo imediato e uma ignição simples são cruciais. Além disso, são comumente utilizados como propulsores em sistemas de escape de emergência nos foguetes tripulados, e em sistemas de mísseis balísticos, por possuírem a capacidade de armazenamento prolongado, sem perderem a capacidade de pronta utilização, e a confiabilidade necessária a esses sistemas.

No entanto, os motores de combustível sólido têm algumas limitações, como a incapacidade de serem desligados uma vez iniciada a queima do propelente e de terem seu empuxo controlado. Esses motores também possuem um impulso específico menor em comparação com os motores de combustível líquido (Tabela 1), traduzindo-se em uma eficiência menor em relação ao consumo de combustível.



**Figura 1** Esquema simplificado de um motor de combustível sólido.

Fonte: adaptado de University of Waikato, 2011, disponível em:

<https://www.sciencelearn.org.nz/resources/393-types-of-chemical-rocket-engines>, acesso em 18 mai. 2023.

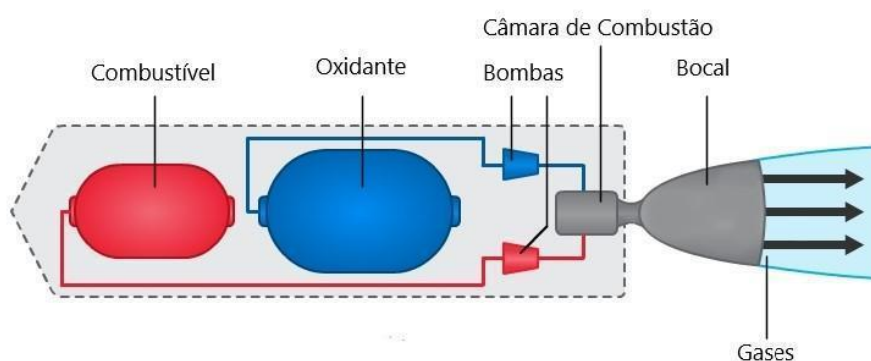
#### 1.2.4 Motores de Combustível Líquido

Sutton e Biblarz (2016) definem os sistemas de propulsão de combustível líquido como aqueles que utilizam propelentes armazenados na forma líquida em tanques e injetados sob pressão na câmara de combustão, onde ocorre a queima controlada. Existem dois tipos de motores de combustível: os que utilizam oxidante e combustível (bipropelentes), ou apenas um combustível que se decompõe em gases e expande na presença de um catalisador (monopropelentes). Diferentes combinações de propelentes líquidos podem ser usadas, como oxigênio líquido (oxidante) e hidrogênio líquido (combustível), oferecendo alto impulso específico. Outras combinações comuns incluem o querosene como combustível e oxigênio líquido como oxidante. Há também os chamados combustíveis hipergólicos, que consistem em um par de compostos que entram em ignição espontaneamente quando em contato, mas utilizados em menor escala devido à sua alta toxicidade e difícil manipulação (SILVA; IHA, 2012).

Esses sistemas permitem o controle preciso do fluxo de propelentes, variando assim o empuxo produzido e a aceleração do foguete. Por esse motivo, são amplamente utilizados em foguetes e veículos espaciais devido à sua capacidade de oferecer maior controle sobre o

empuxo, permitindo pequenos ajustes durante o voo, fundamentais para o transporte e inserção precisa de cargas em órbita terrestre e demais pontos do espaço.

Em contrapartida, esses sistemas requerem uma infraestrutura complexa, incluindo tanques de armazenamento e sistemas de pressurização e injeção de propelentes. Além disso, demandam sistemas de controle sofisticados para regular o fluxo de propelentes e manter o desempenho desejado.



**Figura 2** Esquema simplificado de um motor de combustível líquido.

Fonte: adaptado de University of Waikato, 2011, disponível em:

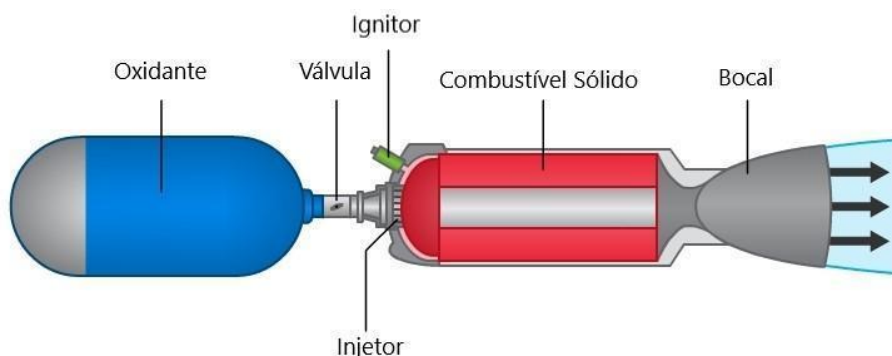
<https://www.sciencelearn.org.nz/resources/393-types-of-chemical-rocket-engines>, acesso em 18 mai. 2023.

### 1.2.5 Motores de Combustível Híbrido

Os sistemas de propulsão de combustível híbrido apresentam-se como alternativa aos sistemas de propulsão de combustível sólido e líquido, possuindo características únicas. Esses sistemas utilizam um combustível sólido, como um polímero ou borracha, em combinação com um oxidante líquido, como peróxido de hidrogênio ( $H_2O_2$ ) ou óxido nítrico ( $N_2O$ ). A queima ocorre através da decomposição térmica do combustível sólido pela ação do oxidante líquido injetado na câmara de combustão (SUTTON; BIBLARZ, 2016).

Uma das principais vantagens dos sistemas de propulsão de combustível híbrido é a sua simplicidade em relação aos sistemas que utilizam somente líquidos, e a capacidade de controle do empuxo, não presente em sistemas sólidos. É possível regular a taxa de injeção do oxidante líquido para controlar a taxa de queima do combustível sólido, permitindo ajustes precisos do empuxo durante a operação. Além disso, esses sistemas têm maior segurança em

comparação com sistemas de propulsão de combustível sólido, pois a queima pode ser facilmente interrompida pela interrupção do fluxo de oxidante líquido e iniciada novamente quando necessário. Contudo, apesar de os sistemas de propulsão de combustível híbrido oferecerem inúmeros benefícios, apresentam desafios técnicos ainda não totalmente superados, como a complexidade da injeção e controle do oxidante líquido e a variação das propriedades do combustível sólido durante a queima (SUTTON; BIBLARZ, 2016).



**Figura 3** Esquema simplificado de um motor híbrido.

Fonte: adaptado de University of Waikato, 2011, disponível em:

<https://www.sciencelearn.org.nz/resources/393-types-of-chemical-rocket-engines>, acesso em 18 mai. 2023.

### 1.2.6 Outros Tipos de Motores

Além dos tipos de motores de foguete previamente abordados, existem também outros tipos de propulsores, mas por não serem destinados aos fins aos quais a pesquisa é direcionada ou pôr se encontram em estado inicial de estudo e desenvolvimento, serão apenas brevemente abordados neste capítulo. São estes: os motores nucleares e os motores elétricos.

Apesar de pouco desenvolvida, propulsão nuclear é uma área avançada e promissora no campo dos sistemas de propulsão de foguetes. Ela envolve a utilização de reações nucleares para gerar energia térmica, a qual é então convertida em energia cinética por meio de um processo de propulsão. Existem diferentes conceitos e abordagens para a propulsão nuclear em foguetes. Uma delas é a propulsão térmica de foguetes nucleares (NTR), que utiliza um reator nuclear para aquecer um fluido de propulsão, como hidrogênio líquido, que é expelido por um bocal de exaustão em alta velocidade para gerar empuxo. A energia liberada

pela fissão nuclear no reator é transferida para o fluido de propulsão, permitindo uma alta taxa de escape e, conseqüentemente, um impulso específico muito maior do que os sistemas convencionais (SUTTON; BIBLARZ, 2016). Outra abordagem é a propulsão por pulsos nucleares (NP), que envolve a detonação controlada de explosivos nucleares para impulsionar o veículo espacial. Essa tecnologia foi explorada principalmente para aplicações interplanetárias de longa duração, como missões de exploração a Marte.

Contudo, Sutton e Biblarz (2016) ressaltam que a propulsão nuclear para foguetes é uma área complexa e que se encontra em estágios iniciais de pesquisa e desenvolvimento. Além disso, há várias questões técnicas, regulatórias e éticas a serem consideradas antes que essa tecnologia possa ser implementada em larga escala, principalmente devido ao alto risco de contaminação radiológica em caso de acidentes.

Os sistemas de propulsão elétrica, conforme o próprio nome, utilizam a eletricidade como fonte de energia para gerar o impulso necessário. Existem diferentes tipos de propulsão elétrica, como a propulsão iônica e a propulsão de plasma. A propulsão iônica envolve a ionização de um gás propulsor, geralmente xenônio, e a aceleração desses íons através de um campo elétrico para produzir empuxo. Essa tecnologia oferece uma alta eficiência em termos de impulso específico, permitindo uma maior eficiência no consumo de propelente em comparação com sistemas convencionais. Já a propulsão de plasma funciona utilizando a eletricidade para aquecer e ionizar um gás propulsor, formando um plasma. Esse plasma é então acelerado por meio de campos eletromagnéticos para gerar empuxo. Essa forma de propulsão também apresenta um alto impulso específico e é frequentemente utilizada em missões de longa duração, como exploração espacial e ajustes de órbita (SUTTON; BIBLARZ, 2016).

Em geral, a propulsão elétrica oferece uma série de vantagens, como maior eficiência e maior impulso específico, em comparação com sistemas de propulsão convencionais. No entanto, ela é utilizada em nichos muito específicos e também enfrenta desafios, como baixo empuxo instantâneo e limitações em termos de empuxo total. Portanto, a propulsão elétrica é frequentemente utilizada apenas em missões onde a eficiência energética é crucial, e não em sistemas de lançamento, onde o empuxo instantâneo tem maior importância. Apesar disso, essa tecnologia tem o potencial de revolucionar a exploração espacial, permitindo missões mais longas e ambiciosas no futuro (HEISTER et al., 2019).

### 1.2.7 Estágios de um Foguete

De acordo com Sutton e Biblarz (2016), os foguetes podem ser classificados em dois tipos principais: foguetes de estágio único e foguetes de estágios múltiplos. Os foguetes de estágio único, como o próprio nome sugere, consistem em um único estágio propulsor. Esse tipo de foguete é projetado para realizar uma única queima de propulsor do início ao fim da missão. Todos os motores são acionados simultaneamente e trabalham juntos para fornecer a força necessária para impulsionar a carga útil ao espaço. Após o esgotamento do combustível, o estágio é descartado, uma vez que não há mais utilidade para ele. Os foguetes de estágio único são mais simples em termos de projeto e operação, porém, sua capacidade de carga e os tipos de missão que podem cumprir são limitados (SUTTON; BIBLARZ, 2016).

Já os foguetes de estágios múltiplos são compostos por dois ou mais estágios acionados em sequência durante o voo. Cada estágio possui seus próprios motores e propelentes. O primeiro estágio é geralmente o maior e é responsável pelo lançamento inicial da carga útil. Assim que o primeiro estágio esgota seu combustível, ele é descartado e o próximo estágio é acionado (HEISTER et al., 2019). Esse processo é repetido até que todos os estágios tenham sido utilizados e a carga útil seja colocada em sua órbita desejada. Os foguetes de estágios múltiplos oferecem vantagens significativas em relação aos foguetes de estágio único. Ao separar-se os estágios já utilizados, o veículo torna-se mais leve e mais eficiente em termos de relação empuxo-peso. Isso permite que os foguetes atinjam velocidades mais altas, alcancem órbitas mais distantes e transportem mais carga. Além disso, a separação de estágios permite que os motores mais eficientes, com bocais otimizados para diferentes pressões atmosféricas, sejam usados em estágios posteriores, melhorando ainda mais o desempenho geral do foguete. No entanto, os foguetes de estágios múltiplos também apresentam desafios adicionais em termos de projeto e operação. É necessário haver um sistema de separação eficiente entre os estágios, bem como mecanismos de ignição e controle precisos para garantir a transição suave entre os estágios (SUTTON; BIBLARZ, 2016).

Vale ressaltar que diferentes tipos de motores podem ser utilizados em um mesmo veículo de lançamento, dependendo das características e requisitos de desempenho da missão. Comumente, são utilizados motores de combustível sólido como auxílio na fase inicial do voo, e motores de combustível líquido nos estágios superiores, por possuírem maior controle e precisão.

### 1.3 ANÁLISE DE DECISÃO MULTICRITÉRIO E MÉTODO AHP

Análise multicritério é uma abordagem que envolve a avaliação e comparação de diferentes critérios ou fatores relevantes para a tomada de decisão. Ela permite a consideração de múltiplos aspectos e pesos atribuídos a cada critério, considerando suas interações e impactos no resultado final. A análise multicritério é frequentemente utilizada em situações complexas em que há diversas alternativas e é necessário considerar múltiplos objetivos e restrições (REIS; SCHRAMM, 2022).

Segundo Reis e Schramm (2022), o processo de Apoio a Decisão Multicritério possui oito etapas: (i) identificar os responsáveis pela tomada de decisão; (ii) definir as opções disponíveis; (iii) estabelecer os critérios relevantes para o problema de decisão; (iv) avaliar as opções em relação aos critérios; (v) determinar a importância relativa de cada critério; (vi) avaliar cada opção com base nos critérios definidos; (vii) analisar globalmente o conjunto de opções disponíveis; e (viii) elaborar as recomendações a serem seguidas. Esse processo também pode ser classificado conforme três fases distintas. Na primeira fase, são compreendidas as três primeiras etapas, designada de fase de estruturação do problema de decisão, que visa a identificação, a caracterização e a organização dos fatores relevantes ao processo. Na segunda fase, fase de avaliação, estão compreendidas as quatro etapas seguintes, e essa visa a aplicação dos métodos multicritérios que apoiarão a análise das preferências. A última fase, composta pela oitava etapa, refere-se à recomendação dos cursos de ações a serem tomados (apud GOMES et al., 2004)

No que diz respeito às capacidades do Método de Análise Multicritério, o Manual de Análise Multicritério desenvolvido pelo Governo do Reino Unido destaca o seguinte:

A análise multicritério estabelece preferências entre opções com base em um conjunto explícito de objetivos identificados pelo órgão de tomada de decisão, para os quais foram estabelecidos critérios mensuráveis para avaliar em que medida esses objetivos foram alcançados. Em circunstâncias simples, o processo de identificação de objetivos e critérios pode fornecer informações suficientes para os tomadores de decisão. No entanto, quando um nível de detalhamento semelhante ao da análise custo-benefício é necessário, a análise multicritério oferece várias maneiras de agregar os dados de cada critério individual para fornecer indicadores do desempenho geral das opções (DEPARTMENT, 2009, p. 20, tradução livre).

O Método AHP (Analytic Hierarchy Process), que em tradução livre significa Processo de Análise Hierárquica, é um dos vários métodos multicritério desenvolvidos ao longo dos anos. Proposto por Saaty em 1980, é amplamente utilizado em diversas áreas e aborda o problema de decisão por meio de uma estrutura hierárquica. A decomposição hierárquica proporciona vantagens claras, ao permitir uma melhor compreensão da decisão a ser tomada, dos critérios a serem considerados e das alternativas a serem avaliadas. Essa abordagem auxilia na compreensão do problema de decisão e fornece uma visão geral da situação em questão (REIS; SCHRAMM apud SAATY, 1980).

Ainda segundo Reis e Schramm (2022), o AHP emprega um procedimento de ordenação que requer que o tomador de decisão faça comparações par a par entre as alternativas de decisão, considerando cada critério previamente identificado. Os critérios podem ser representados por variáveis em escala de razão, como custo, ou em escala subjetiva, como qualidade. Independentemente da escala originalmente utilizada para avaliar o desempenho dos critérios, eles são avaliados por meio de comparações par a par com base em uma escala fundamental desenvolvida por Saaty. Para realizar a análise da decisão usando o AHP, após a definição do problema de decisão, os seguintes passos metodológicos podem ser seguidos: desenvolvimento da estrutura hierárquica, definição das prioridades dos critérios, cálculo do índice de consistência, cálculo das prioridades locais das alternativas, derivação das prioridades globais e análise de sensibilidade (apud SAATY, 1980).

## **2 METODOLOGIA**

Neste capítulo, será apresentado o objeto de estudo (VLS-1), a metodologia utilizada na coleta dos dados e o passo a passo da aplicação do método AHP na presente pesquisa.

### **2.1 OBJETO DE ESTUDO**

O Programa Espacial Brasileiro, dentre suas principais metas, tem como foco desenvolver tecnologias para a exploração espacial. Uma das principais áreas de atuação do programa é no desenvolvimento de veículos de lançamento espacial, como o Veículo Lançador de Satélites (VLS). O projeto do VLS-1 iniciou-se em 1984 e visava conferir autonomia ao país em um setor sensível. No entanto, o projeto enfrentou uma multiplicidade

de problemas, incluindo falta de recursos, envelhecimento dos componentes e falta de pessoal, entre outros. Como resultado desses problemas, poucos foram os avanços no projeto do VLS-1 a partir de 2003, até o seu encerramento oficial em 2016 (ANTUNES, 2016).

O VLS-1 (fig. 1) é composto por quatro estágios, um compartimento para transporte da carga útil (satélite), seções para alojamento de instrumentação e equipamentos, quatro redes elétricas funcionais e um conjunto de 244 pirotécnicos, conhecidos como rede pirotécnica. Quando montado, o VLS-1 atinge 19,4 metros de altura e possui uma massa de decolagem de 49,7 toneladas (AEB, 2020), sendo. O veículo utiliza motores de propelente sólido em todos os estágios, fornecendo um empuxo de 1000 kN e possuindo uma massa de combustível de 41 toneladas. O projeto do VLS foi planejado para permitir a inserção de satélites com massas variando entre 350 e 100 quilos em órbitas circulares com altitudes entre 250 e 1000 quilômetros. Além disso, o VLS oferece uma ampla gama de inclinações orbitais, incluindo trajetórias equatoriais e polares. Essa flexibilidade garante a capacidade de atender às necessidades de diferentes tipos de missões espaciais e proporciona uma ampla gama de opções para o posicionamento e a cobertura de satélites (MOTTA, 2003).



**Figura 4** Foguete VLS-1 montado na plataforma de lançamento

Fonte: Agência Espacial Brasileira, disponível em

<https://www.gov.br/aeb/pt-br/assuntos/noticias/comecam-as-obras-para-a-reconstrucao-da-torre-movel-de-integracao>, acesso em 29 mai. 2023

## 2.2 COLETA DE DADOS

A presente pesquisa foi conduzida por meio de uma revisão bibliográfica focada no Programa Espacial Brasileiro (PEB) e no projeto VLS-1. Para embasar o estudo, foram consultados livros especializados na área de propulsão espacial, tais como “Rocket Propulsion Elements” de George P. Sutton e Oscar Biblarz, cujas obras fornecem uma visão ampla e abrangente dos sistemas de propulsão empregados em foguetes. Adicionalmente, foram utilizadas teses e dissertações acadêmicas relacionadas ao PEB e ao VLS-01, bem como documentos oficiais e relatórios técnicos provenientes da Agência Espacial Brasileira (AEB), que se configuraram como fontes de dados fundamentais para a condução da pesquisa. A seleção criteriosa dessas fontes bibliográficas possibilitou a obtenção de informações relevantes e atualizadas acerca do programa espacial brasileiro, bem como do projeto do veículo de lançamento VLS-1.

## 2.3 ANÁLISE DE DADOS

Visto que o presente trabalho tem como objetivo primário, um estudo mais criterioso, a fim de apontar dentre as tecnologias disponíveis, a(s) mais viável(eis), nesse âmbito, foi feita uma abordagem de caráter exploratório dessas possibilidades tecnológicas.

Para verificar se as tecnologias empregadas no desenvolvimento do programa VLS-1 ainda possuem viabilidade em comparação com outras tecnologias, foi realizado um levantamento e uma análise multicritério comparativa de caráter performática e tecnológica, entre demais tecnologias existentes atualmente que se destinam ao mesmo fim, e as utilizadas no programa brasileiro, com foco nos avanços tecnológicos ocorridos na área. No âmbito dessa análise, foram considerados fatores como a simplicidade e o desempenho dos sistemas analisados. No que diz respeito à simplicidade do projeto, foram considerados os seguintes critérios: número de estágios, número de motores e tipo de motor. Visto que a complexidade do sistema aumenta proporcionalmente ao número de motores utilizados, sistemas que combinam mais motores por estágio possuem maior complexidade e risco de falhas. Devido a todos os sistemas analisados possuírem apenas um motor após o primeiro estágio, esse critério é válido apenas para a comparação entre os estágios iniciais dos sistemas analisados. Do

mesmo modo, um sistema que emprega maior número de estágios, é mais complexo que sistemas com menor número de estágios.

Em relação aos tipos de motores utilizados, sistemas com motores a combustível sólido ou uma combinação de motores sólidos e líquidos, tende a ser menos complexo do que sistemas que empregam apenas motores a combustível líquido, os quais são por natureza mais complexos. Para comparar os diferentes sistemas quanto ao seu desempenho, foram utilizados parâmetros como a capacidade de carga para órbitas terrestres baixas (LEO), empuxo total e impulso específico, visto que são medidas relacionadas diretamente com as capacidades do sistema e de sua eficiência.

Para fins de comparação, foram utilizados sistemas de lançamento de categoria semelhante ao VLS-1, com capacidade de carga de até 2.000 kg para órbitas terrestres baixas. A seguir, a Tabela 2 apresenta os sistemas selecionados para compor a comparação, bem como os principais dados referentes ao desempenho e características de construção desses veículos:

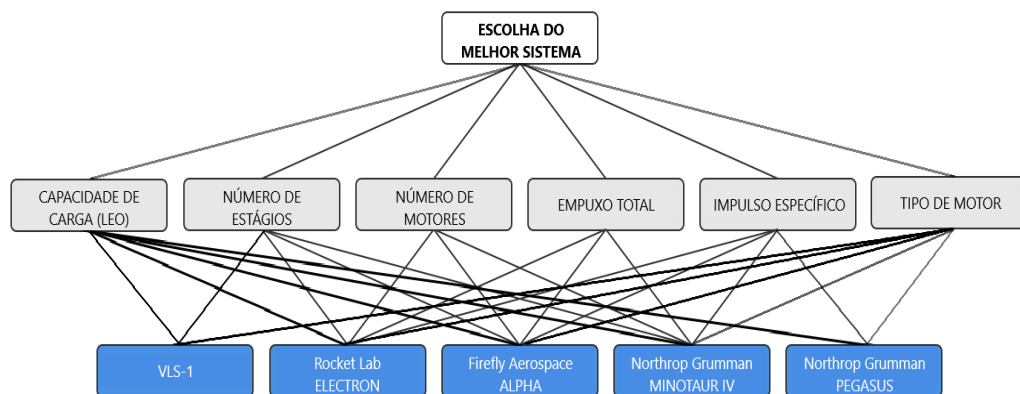
**Tabela 2** Sistemas de lançamento e suas principais características.

Sistema	Fabricante	Capacidade de Carga LEO (kg)	Número de Estágios	Total de Motores	Soma Empuxo Total (kN)	Média Impulso Específico (segundos)
VLS-1	Brasil	350	4	7	1781,09	275
Minotaur IV	Northrop Grumman	1730	4	4	3772	294,75
Pegasus	Northrop Grumman	453	3	3	958	290,33
Electron	Rocket Lab	300	2	10	249,98	327
ALPHA	Firefly Aerospace	1170	2	5	871	309

Fonte: elaboração própria com base em (FIREFLY AEROSPACE, 2022; NORTHROP GRUMMAN, 2020a; NORTHROP GRUMMAN, 2020b; PALMERIO, 2017; ROCKET LAB, 2022).

### 2.3.1 Aplicação do método AHP

A partir dos dados da Tabela 2, aplicou-se o método de AHP para a análise e comparação dos sistemas, sendo necessário primeiro, realizar o desenvolvimento da estrutura hierárquica, interligando o problema em questão com os critérios de avaliação e com as alternativas existentes, conforme a Figura 5:



**Figura 5** Estrutura hierárquica do problema

Fonte: elaboração própria.

Após a definição da estrutura hierárquica do problema, foi necessário definir também, as prioridades (pesos), para os critérios em questão. A relevância dos critérios é estabelecida por meio da comparação direta entre eles, considerando o objetivo desejado, a fim de determinar suas ponderações. Essa importância refletirá a prioridade relativa de cada critério em relação aos demais (REIS; SCHRAM, 2022). Para a comparação par a par entre os critérios, tomando como exemplo os critérios “Capacidade de Carga LEO” e “Número de Estágios”, a seguinte pergunta foi realizada: qual dos critérios (Capacidade de Carga LEO ou Número de Estágios) é mais importante para alcançar o objetivo geral?

Entende-se como objetivo geral, o desenvolvimento de um veículo de lançamento espacial, com capacidade de colocar em órbita terrestres baixas, satélites de até 2.000 kg, tendo construção e operação simplificada, aliado a um desempenho e eficiência que se comparem a sistemas semelhantes modernos.

Segundo Reis e Schramm (2022), essa comparação é realizada utilizando uma escala verbal, na qual cada valor verbal possui um equivalente numérico atribuído. Essa escala é conhecida como Escala Fundamental de Saaty (Quadro 1).

**Quadro 1** Escala Fundamental de Saaty

Intensidade de Importância	Definição	Explicação
1	Igual importância	Duas alternativas contribuem igualmente para o objetivo.
3	Importância moderada	Experiência e julgamento ligeiramente favorecem uma alternativa em vez de outra.
5	Importância forte	Experiência e julgamento favorecem fortemente uma alternativa em vez de outra.
7	Importância muito forte	Uma alternativa é fortemente favorecida em relação a outra; seu domínio é demonstrado na prática.
9	Importância extrema	A evidência que favorece uma alternativa em detrimento de outra é a mais alta possível.
2,4,6,8	Valores intermediários entre dois julgamentos adjacentes	Às vezes, é necessário interpolar um julgamento de compromisso numericamente porque não há uma palavra adequada para descrevê-lo.

Fonte: adaptado de (REIS; SCHRAMM apud SAATY, 2013).

A Escala Fundamental de Saaty é utilizada tanto para a comparação entre as alternativas de decisão quanto para a comparação entre os critérios de decisão. Quando um critério é comparado consigo mesmo, o valor de entrada é 1, indicando igual importância na escala. É importante considerar a reciprocidade nas comparações par a par: se um elemento é considerado  $x$  vezes mais dominante que outro em relação a um critério, a comparação inversa é feita atribuindo ao elemento o valor recíproco  $\frac{1}{x}$ . Ao final do processo, foram realizadas  $(n(n - 1))/2$  avaliações de preferência, sendo  $n$  o número de critérios de decisão, resultando na matriz apresentada na Tabela 3.

**Tabela 3** Matriz de comparações par a par entre os critérios

Escolha do Melhor Sistema	Capacidade de Carga LEO (kg)	Soma Empuxo Total (kN)	Média Impulso Específico (segundos)	Número de Estágios	Número de Motores	Tipo de Motor
Capacidade de Carga LEO (kg)	1	3	7	3	2	1
Soma Empuxo Total (kN)	1/3	1	5	3	2	1
Média Impulso Específico (segundos)	1/7	1/5	1	1/5	1/5	1/7
Número de Estágios	1/3	1/3	5	1	1/2	1/3
Número de Motores	1/2	1/2	5	2	1	1/3
Tipo de Motor	1	1	7	3	3	1

Fonte: elaboração própria.

Dessa matriz, foi extraído o vetor resultante das prioridades, o qual é derivado a partir do autovalor principal da matriz. Para tal, o seguinte processo foi seguido: adicionou-se uma linha na Tabela 3, cujos valores correspondem à soma dos valores das respectivas colunas, obtendo-se a Tabela 4 a seguir:

**Tabela 4** Matriz de comparações com o valor da soma de cada coluna

Escolha do Melhor Sistema	Capacidade de Carga LEO (kg)	Soma Empuxo Total (kN)	Média Impulso Específico (segundos)	Número de Estágios	Número de Motores	Tipo de Motor
Capacidade de Carga LEO (kg)	1	3	7	3	2	1
Soma Empuxo Total (kN)	1/3	1	5	3	2	1
Média Impulso Específico (segundos)	1/7	1/5	1	1/5	1/5	1/7
Número de Estágios	1/3	1/3	5	1	1/2	1/3
Número de Motores	1/2	1/2	5	2	1	1/3
Tipo de Motor	1	1	7	3	3	1
<b>SOMA</b>	3,31	6,03	30,00	12,20	8,70	3,81

Fonte: elaboração própria.

Em seguida, foi realizada a normalização da matriz, dividindo-se o valor de cada célula pelo valor da soma da respectiva coluna.

**Tabela 5** Matriz de comparações normalizada

Escolha do Melhor Sistema	Capacidade de Carga LEO (kg)	Soma Empuxo Total (kN)	Média Impulso Específico (segundos)	Número de Estágios	Número de Motores	Tipo de Motor
Capacidade de Carga LEO (kg)	0,302	0,497	0,233	0,246	0,230	0,263
Soma Empuxo Total (kN)	0,101	0,166	0,167	0,246	0,230	0,263
Média Impulso Específico (segundos)	0,043	0,033	0,033	0,016	0,023	0,038
Número de Estágios	0,101	0,055	0,167	0,082	0,057	0,088
Número de Motores	0,151	0,083	0,167	0,164	0,115	0,088
Tipo de Motor	0,302	0,166	0,233	0,246	0,345	0,263

Fonte: elaboração própria

A partir da matriz normalizada, foi obtido o Vetor de prioridade (peso) de cada critério, calculando-se a média dos valores de cada critério. Como exemplo, para o Vetor prioridade referente ao critério “Capacidade de Carga LEO”, temos:  $(0,302+0,497+0,233+0,246+0,230+0,263)/6 = 0,2951$  ou 29,51% de prioridade sobre os demais critérios. Obteve-se, então, as prioridades para cada um dos critérios, conforme a Tabela 6:

**Tabela 6** Prioridades (pesos) em porcentagem para cada critério avaliado

Critério	Prioridades
Capacidade de Carga LEO (kg)	29,52%
Soma Empuxo Total (kN)	19,52%
Média Impulso Específico (segundos)	3,11%
Número de Estágios	9,16%
Número de Motores	12,78%
Tipo de Motor	25,91%

Fonte: elaboração própria

Uma vez realizadas as comparações par a par e obtidas as prioridades, foi necessário verificar se os julgamentos de prioridades realizados são consistentes. O Método AHP exige uma preocupação com a consistência e mede o grau de afastamento dessa consistência. Para fins de melhor entendimento, a consistência é exemplificada a seguir: ao preferir-se a alternativa A duas vezes mais do que a alternativa B, e a alternativa B duas vezes mais do que a alternativa C, matematicamente, a preferência consistente de A em relação a C é 4. Da mesma forma, em uma matriz de comparação de critérios, ao atribuir-se um valor de 2 para o primeiro critério em relação ao segundo e um valor de 3 para o segundo critério em relação ao terceiro, o valor de preferência do primeiro critério em relação ao terceiro deve ser 6. Se o decisor atribuir um valor como 4, 5 ou 7, haverá um certo nível de inconsistência na matriz de julgamentos, o que é natural até certo ponto (REIS; SCHRAM, 2022). Para os julgamentos em questão, a Razão de Consistência (CR) foi calculada comparando-se o Índice de Consistência (CI) da matriz obtida a partir dos julgamentos, com o Índice de Consistência de uma matriz aleatória (RI). O valor calculado de RI é fornecido por Saaty conforme o Quadro 2, onde  $n$  representa a ordem da matriz para o qual o CR está sendo calculado:

**Quadro 2** Índice de Consistência de uma matriz aleatória (RI) fornecido por Saaty

n	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
RI	0,00	0,00	0,58	0,90	1,12	1,24	1,32	1,41	1,45	1,49

Fonte: adaptado de (REIS; SCHRAMM apud SAATY, 2013).

O valor de CI para a matriz em questão, foi obtido a partir da seguinte equação, onde  $\lambda_{max}$  autovalor principal e,  $n$  é a ordem da matriz:

**Equação 3** Cálculo do CI de uma determinada matriz

$$CI = \frac{\lambda_{max} - n}{n - 1}$$

Para obter-se o valor de  $\lambda_{max}$ , foi necessária uma série de operações a partir da matriz que possui os julgamentos e prioridades. Primeiro, multiplicou-se cada valor da primeira coluna da matriz de comparação pela prioridade do primeiro critério, em seguida multiplicou-se cada valor da segunda coluna da matriz de comparação pela prioridade do segundo critério e assim por diante, até completar esse processo para todos os valores. Em seguida, somou-se os valores de cada linha para obter-se os valores chamados de “soma ponderada” e, por fim, dividiram-se os valores referentes a essa soma pelas respectivas prioridades dos critérios.

**Tabela 7** Tabela para cálculo de  $\lambda_{max}$ 

Capacidade de Carga LEO (kg)	Soma Empuxo Total (kN)	Média Impulso Específico (segundos)	Número de Estágios	Número de Motores	Tipo de Motor	Soma Ponderada	Soma Ponderada / Prioridades
0,39	0,80	0,29	0,37	0,35	0,36	2,56	6,50
0,13	0,27	0,21	0,37	0,35	0,36	1,68	6,34
0,06	0,05	0,04	0,02	0,03	0,05	0,26	6,22
0,13	0,09	0,21	0,12	0,09	0,12	0,76	6,14
0,20	0,13	0,21	0,25	0,17	0,12	1,08	6,21
0,39	0,27	0,29	0,37	0,52	0,36	2,21	6,17

Fonte: elaboração própria.

O valor de  $\lambda_{max}$  foi então obtido calculando-se a média dos valores obtidos na divisão da soma ponderada pelas prioridades conforme o seguinte cálculo:

**Equação 4** Resultado para  $\lambda_{max}$ 

$$\lambda_{max} = (6,50+6,34+6,22+6,14+6,21+6,17)/6 = 6,266$$

Aplicando-se a fórmula para o cálculo do CI, temos:

**Equação 5** Resultado para CI

$$CI = \frac{6,266 - 6}{6 - 1} = 0,053$$

Sabendo-se que a Taxa de Consistência (CR) é definida como  $CR = CI/RI$  e que, para uma matriz de ordem 6, o valor de RI fornecido por Saaty é 1,24, foi calculado a taxa de consistência da matriz a partir do valor de CI obtido, segundo a seguinte equação:

**Equação 6** Resultado para CR

$$CR = \frac{0,053}{1,24} = 0,0428$$

Obtendo-se o valor de  $CR = 0,0428$ , conclui-se que a inconsistência dos julgamentos é de 4,28%. Segundo Reis e Schramm (2022), no Método AHP, a razão de consistência maior que 10% indica a necessidade de revisar as comparações par a par e corrigir inconsistências. Portanto, pode-se afirmar que, com o valor de inconsistência entre 0 e 10%, os julgamentos realizados são consistentes.

O próximo passo na aplicação do método AHP foi o cálculo das prioridades locais (preferências) em relação às alternativas. O procedimento foi o mesmo adotado para o cálculo das prioridades dos critérios, realizando-se as comparações par a par das alternativas para cada critério, obtendo-se as respectivas prioridades e realizando-se o cálculo das inconsistências de cada julgamento. As tabelas a seguir apresentam os resultados obtidos ao término dessa etapa:

**Tabela 8** Resultados de prioridades e CR para o critério “capacidade de carga LEO”

Capacidade de Carga LEO (kg)	VLS-1	Minotaur IV	Pegasus	Electron	ALPHA	Prioridades
VLS-1	1	1/8	1/3	2	1/7	5,43%
Minotaur IV	8	1	7	9	3	51,69%
Pegasus	3	1/7	1	3	1/5	9,83%
Electron	1/2	1/9	1/3	1	1/7	3,84%
ALPHA	7	1/3	5	7	1	29,21%
CR	5,91%					

Fonte: elaboração própria.

**Tabela 9** Resultados de prioridades e CR para o critério “soma empuxo total”

Média Impulso Específico (segundos)	VLS-1	Minotaur IV	Pegasus	Electron	ALPHA	Prioridades
VLS-1	1	1/4	1/3	1/9	1/7	3,53%
Minotaur IV	4	1	2	1/7	1/5	9,79%
Pegasus	3	1/2	1	1/8	1/5	6,79%
Electron	9	7	8	1	3	52,37%
ALPHA	7	5	5	1/3	1	27,52%
CR	6,17%					

Fonte: elaboração própria.

**Tabela 10** Resultados de prioridades e CR para o critério “média impulso específico”

Soma Empuxo Total (kN)	VLS-1	Minotaur IV	Pegasus	Electron	ALPHA	Prioridades
VLS-1	1	1/4	4	7	3	23,11%
Minotaur IV	4	1	7	9	5	52,14%
Pegasus	1/4	1/7	1	5	1/2	8,44%
Electron	1/7	1/9	1/5	1	1/7	3,07%
ALPHA	1/3	1/5	2	7	1	13,23%
CR	8,68%					

Fonte: elaboração própria.

**Tabela 11** Resultados de prioridades e CR para o critério “número de estágios”

Número de Estágios	VLS-1	Minotaur IV	Pegasus	Electron	ALPHA	Prioridades
VLS-1	1	1	1/3	1/7	1/7	5,16%
Minotaur IV	1	1	1/3	1/7	1/7	5,16%
Pegasus	3	3	1	1/3	1/3	14,02%
Electron	7	7	3	1	1	37,84%
ALPHA	7	7	3	1	1	37,84%
CR	0,23%					

Fonte: elaboração própria.

**Tabela 12** Resultados de prioridades e CR para o critério “número de motores”

Número de Motores	VLS-1	Minotaur IV	Pegasus	Electron	ALPHA	Prioridades
VLS-1	1	1/5	1/6	4	1/3	7,74%
Minotaur IV	5	1	1/3	7	2	25,29%
Pegasus	6	3	1	9	3	46,24%
Electron	1/4	1/7	1/9	1	1/7	3,22%
ALPHA	3	1/2	1/3	7	1	17,52%
CR	5,36%					

Fonte: elaboração própria.

**Tabela 13** Resultados de prioridades e CR para o critério “tipo de motor”

Tipo de Motor	VLS-1	Minotaur IV	Pegasus	Electron	ALPHA	Prioridades
VLS-1	1	1	1	5	5	29,41%
Minotaur IV	1	1	1	5	5	29,41%
Pegasus	1	1	1	5	5	29,41%
Electron	1/5	1/5	1/5	1	1	5,88%
ALPHA	1/5	1/5	1/5	1	1	5,88%
CR	0,00%					

Fonte: elaboração própria.

Por fim, na última etapa da aplicação do método AHP, realizou-se o cálculo das Prioridades Globais, para a escolha da melhor alternativa. Ao realizar-se esse cálculo, as prioridades individuais de cada alternativa, para cada critério, são agregadas por meio de uma soma ponderada. Esse método considera a importância de cada critério para estabelecer as Prioridades Globais das alternativas. A alternativa com a maior prioridade global foi considerada a escolha ideal.

### 3 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Após ter sido aplicado o método AHP para a análise das alternativas existentes, obteve-se a seguinte Tabela 14, que contempla as Prioridades Locais de cada alternativa em relação a cada critério, bem como as Prioridades Globais de cada uma delas:

**Tabela 14** Resultados após o cálculo das Prioridades Locais e Globais

Escolha do melhor sistema	Capacidade de Carga LEO (kg)	Soma Empuxo Total (kN)	Média Empuxo Especifico (segundos)	Número de Estágios	Número de Motores	Tipo de Motor	Prioridades Globais
Pesos dos critérios	0,30	0,20	0,03	0,09	0,13	0,26	
VLS-1	5,43%	23,11%	3,53%	5,16%	7,74%	29,41%	15,31%
Minotaur IV	51,69%	52,14%	9,79%	5,16%	25,29%	29,41%	37,07%
Pegasus	9,83%	8,44%	6,79%	14,02%	46,24%	29,41%	19,57%
Electron	3,84%	3,07%	52,37%	37,84%	3,22%	5,88%	8,76%
ALPHA	29,21%	13,23%	27,52%	37,84%	17,52%	5,88%	19,29%

Fonte: elaboração própria.

A partir da Tabela 14, obteve-se a Tabela 15, que classifica os critérios utilizados para análise do maior para o menor grau de importância.

**Tabela 15** Classificação dos critérios em grau de importância

<b>Crêterios</b>	<b>Pesos dos cr�terios</b>	<b>Classifica�o</b>
<b>Capacidade de Carga LEO (kg)</b>	<b>0,30</b>	<b>1�</b>
<b>Tipo de Motor</b>	<b>0,26</b>	<b>2�</b>
<b>Soma Empuxo Total (kN)</b>	<b>0,20</b>	<b>3�</b>
<b>Número de Motores</b>	<b>0,13</b>	<b>4�</b>
<b>Número de Estágios</b>	<b>0,09</b>	<b>5�</b>
<b>Média Empuxo Específico (segundos)</b>	<b>0,03</b>	<b>6�</b>

Fonte: elabora o própria.

Observa-se que, para o desenvolvimento de um v culo de lançamento espacial no Brasil, o critério mais importante   a capacidade de carga do v culo. Trata-se de uma capacidade fundamental ao hipotético v culo de lançamento nacional, visto que, mesmo com a miniaturiza o dos componentes de um s telite e do próprio equipamento em si, as necessidades do Brasil no âmbito de s telites   grande o suficiente para demandar uma maior capacidade de carga (BRASIL, 2018), já que mais de um s telite pode ser transportado em um mesmo lançamento, dependendo da capacidade de carga do v culo.

O critério “tipo de motor” também apresenta elevado grau de importância. Nesse sentido, devido às restri es de complexidade de projeto de um sistema de lançamento nacional e a grande diferença de complexidade entre propulsores a combustível sólido e motores a combustível líquido, esse critério possui apenas 4% menos prioridade do que o critério mais importante.

Os critérios “soma empuxo total”, “número de motores” e “número de estágios”, possuem grau de importância moderado, visto que influenciam também, moderadamente, nos aspectos desempenho e complexidade do projeto. Já o critério “média impulso específico” possui grau de importância baixo quando comparado aos outros critérios. Esse baixo grau de importância   justificado pelo fato de que, apesar de ser uma medida de eficiência do sistema, os aspectos como desempenho de carga, simplicidade de projeto e capacidades de missão são mais relevantes ao projeto de um sistema de lançamento brasileiro.

No que tange a classificação dos sistemas de lançamento, a Tabela 16 apresenta as alternativas ordenadas segundo a prioridade de escolha:

**Tabela 16** Classificação dos critérios em grau de importância

<b>Classificação Final</b>	<b>Sistema</b>	<b>Prioridades Globais</b>
<b>1°</b>	Minotaur IV	<b>37,07%</b>
<b>2°</b>	Pegasus	<b>19,57%</b>
<b>3°</b>	ALPHA	<b>19,29%</b>
<b>4°</b>	VLS-1	<b>15,31%</b>
<b>5°</b>	Electron	<b>8,76%</b>

Fonte: elaboração própria.

Avaliando-se os resultados apresentados na Tabela 16, conclui-se que, dentre os cinco sistemas apresentados, aquele que possui as características que melhor atendem os requisitos do hipotético sistema de lançamento espacial brasileiro é o foguete Minotaur IV, da empresa estadunidense Northrop Grumman. Cabe ressaltar que a Prioridade Global para esse sistema é quase duas vezes maior do que as Prioridades Globais para o segundo e primeiro lugar dentre as prioridades de escolha.

O sistema Minotaur IV destaca-se tanto em seu desempenho quanto em sua simplicidade de projeto. Em relação ao primeiro, o foguete Minotaur IV possui a maior Prioridade Local em relação ao critério “soma empuxo total” com 52,14% de prioridade (Tabela 10) em relação aos demais. Isso se deve ao fato de que a soma do empuxo total do veículo é quase o dobro do segundo colocado nesse critério, o VLS-1. A capacidade de carga do veículo foi também um fator muito contribuinte para a decisão, tendo em vista o grau de importância desse critério para a análise e o desempenho elevado apresentado em relação aos demais, com 51,19% de prioridade no âmbito da capacidade de carga (Tabela 8). O critério “média impulso específico” não contribuiu positivamente para a classificação do Minotaur IV. Trata-se de um veículo com a média do impulso específico baixo em relação aos demais, com apenas 9,79% de prioridade (Tabela 9). Contudo, pelo fato de que esse critério possui o menor peso (0,03) dentre os critérios escolhidos, não houve influência significativa no que tange o desempenho do veículo.

Quanto à simplicidade dos sistemas, o Minotaur IV apresentou baixa complexidade de projeto em comparação aos demais veículos. O critério que mais influenciou na classificação do foguete no âmbito da simplicidade foi a utilização dos motores a combustível sólido, significativamente mais simples de serem construídos, montados e operados (SUTTON; BIBLARZ, 2016). O veículo obteve 29,41% de prioridade nesse critério (Tabela 13), o qual possui peso 0,26, o segundo maior peso entre os critérios, justificando sua classificação. Os critérios “número de estágios” e “número de motores” influenciaram de maneira tímida no resultado, devido ao baixo peso desses critérios.

No geral, o veículo brasileiro VLS-1 apresentou um baixo desempenho na maioria dos quesitos, obtendo quarto lugar dentre as alternativas consideradas. O mesmo obteve desempenho mediano apenas nos critérios “soma empuxo total” e “tipo de motor” que, apesar de terem pesos consideravelmente elevados, não foram suficientes para compensar o desempenho insatisfatório nos demais critérios. O VLS-1 apenas obteve uma classificação melhor que o foguete Electron fabricado pela Rocket Lab, por apresentar características de desempenho similares a este, mas possuir maior simplicidade de projeto, por utilizar motores a combustível sólido, ao contrário dos motores de combustível líquido, utilizados no veículo da Rocket Lab.

## **CONSIDERAÇÕES FINAIS**

A aplicação do método AHP para a análise dos sistemas de lançamento espaciais modernos e para a comparação entre esses e o VLS-1, mostrou-se eficaz, uma vez que foram considerados não somente os critérios na avaliação, como também o peso de cada um deles, com base nas necessidades de desempenho e simplicidade de construção de um veículo de lançamento nacional. A diferença entre os pesos de cada critério mostrou-se fundamental para que as características de cada alternativa fossem consideradas de forma coerente, obedecendo às necessidades levantadas durante a pesquisa bibliográfica.

A classificação final dos sistemas de lançamento espacial mostrou-se consistente e também alinhada às necessidades estratégicas do país. Nesse sentido, a escolha do veículo Minotaur IV como melhor opção para um veículo de lançamento brasileiro atende às características de desempenho e baixa complexidade necessárias a esse sistema.

O VLS-1 mostrou-se pouco compatível com as necessidades do cenário atual. Seu baixo desempenho restringe a gama de missões que o veículo poderia realizar, limitando o país quanto ao tipo de satélite que poderia ser lançado. Apesar de possuir apenas motores de combustível sólido, o elevado número de motores e estágios do veículo aumenta o nível de complexidade na construção e operação do sistema, além de diminuir a confiabilidade em geral (LEITE, 2013). Em suma, para o desenvolvimento de um novo veículo de lançamento espacial nacional, seria necessário buscar-se características parecidas com o veículo Minotaur IV, distanciando-se de um modelo parecido com o VLS-1, cujas tecnologias encontram-se obsoletas no cenário atual.

Visto que o presente trabalho aborda somente a parte tecnológica do desenvolvimento de um veículo de lançamento espacial no país, existem, nesse âmbito, perspectivas futuras para o desenvolvimento de uma pesquisa mais aprofundada, que envolva outras áreas de estudo, tais como: custos envolvidos no desenvolvimento das tecnologias necessária para atingir-se os parâmetros desejados no sistema, cenário atual da indústria aeroespacial nacional, recursos humanos disponíveis e capacitados para o desenvolvimento de tal veículo e impactos do desenvolvimento de um sistema de lançamento nacional na esfera social e militar.

## REFERÊNCIAS

ANTUNES, E. V. A Evolução Histórica do Programa Espacial Brasileiro. In: SEMINÁRIO NACIONAL DE HISTÓRIA DA CIÊNCIA E DA TECNOLOGIA, 15. Florianópolis, Santa Catarina, 2016. Disponível em: [https://www.academia.edu/43994952/A\\_Evolu%C3%A7%C3%A3o\\_Hist%C3%B3rica\\_do\\_Programa\\_Espacial\\_Brasileiro](https://www.academia.edu/43994952/A_Evolu%C3%A7%C3%A3o_Hist%C3%B3rica_do_Programa_Espacial_Brasileiro). Acesso em: 16 set. 2022.

BRASIL. Ministério da Defesa. **Programa Estratégico de Sistemas Espaciais**. Brasília: Ministério da Defesa, 2018. Disponível em: [https://www.gov.br/defesa/pt-br/arquivos/legislacao/emcfa/publicacoes/doutrina/md20a\\_sa\\_0\\_la\\_programaa\\_estrategicoa\\_dea\\_sistemas\\_espaciais\\_pesquisa\\_ed-2018.pdf/view](https://www.gov.br/defesa/pt-br/arquivos/legislacao/emcfa/publicacoes/doutrina/md20a_sa_0_la_programaa_estrategicoa_dea_sistemas_espaciais_pesquisa_ed-2018.pdf/view). Acesso em: 16 set. 2022.

BRASIL. Câmara dos Deputados. VII Cadernos de Altos Estudos: **A Política Espacial Brasileira**. Brasília: Câmara dos Deputados, 2010. Disponível em: <https://www2.camara.leg.br/a-camara/estruturaadm/altosestudos/arquivos/politica-espacial>. Acesso em: 15 set. 2022.

COMAER, Departamento de Pesquisas e Desenvolvimento. Relatório da Investigação do Acidente ocorrido com o VLS-1 V03, em 22 de agosto de 2003, em Alcântara, Maranhão. São José dos Campos - SP, 2004. Disponível em: [http://www.aereo.jor.br/downloads/VLS-1\\_V03\\_Relatorio\\_Final.pdf](http://www.aereo.jor.br/downloads/VLS-1_V03_Relatorio_Final.pdf). Acesso em: 17 out. 2022.

DEPARTMENT FOR COMMUNITIES AND LOCAL GOVERNMENT (United Kingdom). **Multi-Criteria Analysis: a manual**. Londres: Communities and local government publications, 2009.

FIREFLY AEROSPACE. **Alpha Payload User Guide**. 2022. Disponível em: <https://fireflyspace.com/alpha/>. Acesso em: 3 jul. 2023.

HEISTER, S. D. *et al.* **Rocket Propulsion**. Cambridge, England: Cambridge University Press, 2019.

LEITE, H. E. **Análise Técnica do Relatório da Investigação do Acidente Ocorrido com o VLS-1 V03, em 22 de Agosto de 2003, em Alcântara, Maranhão**. São José dos Campos - SP, 2013. Disponível em: [https://www.academia.edu/7915485/AN%C3%81LISE\\_T%C3%89CNICA\\_DO\\_RELAT%C3%93RIO\\_DA\\_INVESTIGA%C3%87%C3%83O\\_DO\\_ACIDENTE\\_OCORRIDO\\_COM\\_O\\_VLS\\_1\\_V03\\_EM\\_22\\_DE\\_AGOSTO\\_DE\\_2003\\_EM\\_ALC%C3%82NTARA\\_MARANH%C3%83O?email\\_work\\_card=view-paper](https://www.academia.edu/7915485/AN%C3%81LISE_T%C3%89CNICA_DO_RELAT%C3%93RIO_DA_INVESTIGA%C3%87%C3%83O_DO_ACIDENTE_OCORRIDO_COM_O_VLS_1_V03_EM_22_DE_AGOSTO_DE_2003_EM_ALC%C3%82NTARA_MARANH%C3%83O?email_work_card=view-paper). Acesso em: 17 out. 2022.

MOTTA, A. G. **Esboço histórico da pesquisa espacial no Brasil**. 2. ed. São José dos Campos: INPE, 2003. IBI: 6qtX3pFwXQZ3P8SECKy/yCx3d. (INPE-10467-RPQ/248). Disponível em: <http://urlib.net/ibi/6qtX3pFwXQZ3P8SECKy/yCx3d>. Acesso em: 3 jul. 2023.

NORTHROP GRUMMAN. **Minotaur IV-VI User Guide**. 2020a. Disponível em: <https://www.northropgrumman.com/space/minotaur-rocket/>. Acesso em: 3 jul. 2023.

NORTHROP GRUMMAN. **Pegasus User Guide**. 2020b. Disponível em: <https://www.northropgrumman.com/space/pegasus-rocket/>. Acesso em: 3 jul. 2023.

PALMERIO, A. F. **Introdução à Tecnologia de Foguetes**. 2. ed. São José dos Campos - SP: SindCT, 2017.

REIS, A. C. B. SCHRAMM, V. B. **Guia para Aplicação da Análise Multicritério em Análise de Impacto Regulatório (AIR) no Inmetro**. [s.l: s.n.]. 2022. Disponível em: <https://www.gov.br/inmetro/pt-br/assuntos/regulamentacao/InmetroGuiaAnaliseMulticriterioemAIR.pdf>. Acesso em: 30 mai. 2023.

ROCKET LAB. **Electron Payload User Guide**. 2022 Disponível em: <https://www.rocketlabusa.com/assets/Uploads/Electron-Payload-User-Guide-7.0.pdf>. Acesso em: 3 jul. 2023.

RUSSO, W. **Satélite Brasileiro Geoestacionário de Defesa e Comunicações**. *Ciência e Cultura*, São Paulo, v. 65, n. 4, 2013. Disponível em: [http://cienciaecultura.bvs.br/scielo.php?pid=S0009-67252013000400002&script=sci\\_arttext](http://cienciaecultura.bvs.br/scielo.php?pid=S0009-67252013000400002&script=sci_arttext). Acesso em: 17 out. 2022.

SELLERS, J. J. **Understanding Space: An introduction to Astronautics**. 4. ed. Nova York: McGraw-Hill Company, 2015. ISBN 978-0-9904299-4-4.

SEMPSTOTT, D. **Space Shuttle Endeavour Launches**. NASA. 2022. Disponível em: <https://www.nasa.gov/image-feature/space-shuttle-endeavour-launches>. Acesso em: 30 mai. 2023.

SILVA, G. DA; IHA, K. Hypergolic systems: A review in patents. **Journal of Aerospace Technology and Management**, v. 4, n. 4, p. 407–412, 2012. Disponível em: <https://www.scielo.br/j/jatm/a/Yw8F7st8RLpw6pfHbqwBcNd/?format=pdf&lang=en>. Acesso em: 30 mai. 2023.

SUTTON, P.; BIBLARZ, O. **Rocket Propulsion Elements**. 9. ed. Nova Iorque: John Wiley & Sons, 2016. ISBN 978-1-118-75388-0.

TAYLOR, T. S. **Introduction to Rocket Science and Engineering**. 2. ed. Nova Iorque: Taylor & Francis Group, 2017. ISBN 978-1-4987-7232-7.

**Types of chemical rocket engines**. Science Learning Hub. Disponível em: <https://www.sciencelearn.org.nz/resources/393-types-of-chemical-rocket-engines>. Acesso em: 30 mai. 2023.

VLS-1. Agência Espacial Brasileira, 2022. Disponível em: <https://www.gov.br/aeb/pt-br/programa-espacial-brasileiro/transporte-espacial/vls-1>. Acesso em: 30 mai. 2023.

WILSON, T. **Threats to United States Space Capabilities**. Commission to Assess United States National Security Space Management and Organization, 2001. Disponível em: <https://www.globalsecurity.org/space/library/report/2001/nssmo/article05.pdf>. Acesso em: 17 out. 2022.