

INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA



Lúcio Martins de Souza Ramos

**PROJETO SISTÊMICO DE FOGUETE DE
TREINAMENTO COM PROPULSÃO LÍQUIDA PARA O
CENTRO DE LANÇAMENTO DE ALCÂNTARA**

Trabalho de Graduação
2023

Curso de Engenharia Aeroespacial

Lúcio Martins de Souza Ramos

**PROJETO SISTÊMICO DE FOGUETE DE
TREINAMENTO COM PROPULSÃO LÍQUIDA PARA O
CENTRO DE LANÇAMENTO DE ALCÂNTARA**

Orientador

Prof. Dr. Christopher Cerqueira (ITA)

Coorientador

Engenheiro Arthur Durigan Bahdur (CLA)

ENGENHARIA AEROESPACIAL

**SÃO JOSÉ DOS CAMPOS
INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA**

Dados Internacionais de Catalogação-na-Publicação (CIP)
Divisão de Informação e Documentação

Ramos, Lúcio Martins de Souza
Projeto Sistemico de Foguete de Treinamento com Propulsão Líquida para o Centro de Lançamento de Alcântara / Lúcio Martins de Souza Ramos.
São José dos Campos, 2023.
81f.

Trabalho de Graduação – Curso de Engenharia Aeroespacial– Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2023. Orientador: Prof. Dr. Christopher Cerqueira. Coorientador: Engenheiro Arthur Durigan Bahdur.

1. Foguetes-sonda. 2. Treinamento de pessoal. 3. Centro de Lançamento de Alcântara.
4. Propelentes líquidos para foguetes. 5. Desenvolvimento científico. 6. Engenharia de sistemas.
7. Engenharia Aeroespacial. I. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. II. Título.

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

RAMOS, Lúcio Martins de Souza. **Projeto Sistemico de Foguete de Treinamento com Propulsão Líquida para o Centro de Lançamento de Alcântara**. 2023. 81f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

CESSÃO DE DIREITOS

NOME DO AUTOR: Lúcio Martins de Souza Ramos

TITULO DO TRABALHO: Projeto Sistemico de Foguete de Treinamento com Propulsão Líquida para o Centro de Lançamento de Alcântara.

TIPO DO TRABALHO/ANO: Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) / 2023

É concedida ao Instituto Tecnológico de Aeronáutica permissão para reproduzir cópias deste trabalho de graduação e para emprestar ou vender cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte deste trabalho de graduação pode ser reproduzida sem a autorização do autor.

Lúcio Martins de Souza Ramos
Rua H8A, 119
12.228-460 – São José dos Campos–SP

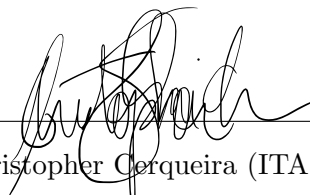
PROJETO SISTÊMICO DE FOGUETE DE TREINAMENTO COM PROPULSÃO LÍQUIDA PARA O CENTRO DE LANÇAMENTO DE ALCÂNTARA

Essa publicação foi aceita como Relatório Final de Trabalho de Graduação



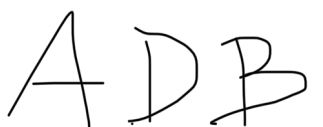
Lúcio Martins de Souza Ramos

Autor



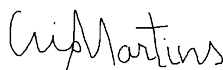
Christopher Cerqueira (ITA)

Orientador



Arthur Durigan Bahdur (CLA)

Coorientador



Prof. Dr. Cristiane Martins
Coordenadora do Curso de Engenharia Aeroespacial

Este trabalho é dedicado aos meus pais, cujo amor e apoio foram fundamentais em cada passo da minha formação acadêmica. Um agradecimento especial à minha avó, que com sua vida exemplar, me mostrou o verdadeiro valor do trabalho duro. E à minha irmã, cuja amizade e carinho foram pilares de força e alegria em minha vida.

Agradecimentos

Primeiramente, gostaria de agradecer a todos aqueles que me ajudaram durante a graduação.

Ao meu orientador Prof. Dr. Christopher Schneider Cerqueira, agradeço pelos conhecimentos passados e pela confiança em mim depositada.

Ao meu coorientador Engenheiro Arthur Durigan Bahdur, pelo direcionamento dos meus esforços, pelo tempo dedicado e pelo café.

Ao tenente Clarkson Castro Silva e a Raimundo Brasileiro que me muniram de conhecimento sobre o Centro de Lançamento de Alcântara (CLA).

A todo o efetivo do CLA que proporcionou uma visita acolhedora e muito rica em conhecimento sobre as operações realizadas.

A minha família que sempre acreditou em mim e me forneceu os meios necessários para que eu pudesse alcançar meus sonhos.

À minha mãe que mostrou de forma inabalável que o esforço é marca daqueles que conquistam algo na vida.

Ao meu pai que me ensinou a valorizar as coisas simples e a encarar os fracassos de cabeça erguida.

À minha irmã que sempre esteve ao meu lado e me ajudou nos momentos difíceis.

Aos meus amigos e irmãos do ITA que me acompanharam em cada desafio.

*“Estamos criando uma escola para privilegiar a competência,
e competência não tem ideologia.”*
— MARECHAL-DO-AR CASIMIRO MONTENEGRO FILHO

Resumo

Este trabalho de graduação aborda a concepção de um projeto sistêmico para um foguete de sondagem com propulsão líquida (FTPL) destinado ao treinamento no Centro de Lançamento de Alcântara (CLA). Inicialmente, discute-se a evolução da tecnologia espacial, destacando a importância histórica e atual dos foguetes de sondagem, essenciais para pesquisa atmosférica, física espacial, testes tecnológicos e treinamento em centros de lançamento. O projeto do FTPL é apresentado como uma iniciativa estratégica para o Brasil, visando desenvolver competências e validar tecnologias essenciais para a autonomia nacional na área espacial. Este foguete de treinamento serve não apenas para capacitação do pessoal do CLA, mas também como um passo inicial no desenvolvimento de veículos lançadores nacionais de médio e grande porte. O trabalho detalha os sistemas e componentes do foguete, como os subsistemas de carga útil, orientação, estrutura e propulsão. Nesse contexto, o trabalho foi baseado em um extenso estudo do ambiente operacional e processos envolvidos, estruturado em um CONOPS (Concept of Operations) e complementado por uma análise de requisitos, fruto de pesquisas e entrevistas com técnicos e engenheiros do CLA. Ao longo do trabalho, ressalta-se a importância de alinhar a arquitetura do foguete de treinamento com as operações reais, garantindo a eficiência e segurança em futuros lançamentos. O FTPL não só capacita o pessoal, como também testa e valida os equipamentos e processos do centro de lançamento, assegurando um funcionamento adequado durante missões reais.

Abstract

This graduation work addresses the design of a systemic project for a liquid propulsion sounding rocket (FTPL) intended for training at the Alcântara Launch Center (CLA). Initially, it discusses the evolution of space technology, highlighting the historical and current importance of sounding rockets, essential for atmospheric research, space physics, technological testing, and training at launch centers. The FTPL project is presented as a strategic initiative for Brazil, aiming to develop skills and validate essential technologies for national autonomy in the space sector. This training rocket serves not only to train CLA personnel but also as an initial step in the development of medium and large national launch vehicles. The work details the rocket's systems and components, such as payload, guidance, structure, and propulsion subsystems. In this context, the work was based on an extensive study of the operational environment and involved processes, structured in a CONOPS (Concept of Operations), and complemented by a requirements analysis, resulting from research and interviews with technicians and engineers at the CLA. Throughout the work, the importance of aligning the training rocket's architecture with real operations is emphasized, ensuring efficiency and safety in future launches. The FTPL not only trains personnel but also tests and validates the equipment and processes of the launch center, ensuring proper functioning during real missions.

Lista de Figuras

FIGURA 1.1 – Pirâmides de Gizé - Cairo, Egito. À direita, a indicação da sobreposição das pirâmides sobre o Cinturão de Orion. Fonte: (WIKIPEDIA, 2023)	14
FIGURA 1.2 – A Lua, 1609, por Galileu Galilei. Fonte: (PHAIDON, 2020)	15
FIGURA 1.3 – Sputnik 1, primeiro objeto feito pelo homem a orbitar a Terra. Fonte: (NEWATLAS, 2017)	16
FIGURA 1.4 – O rover <i>Curiosity</i> da NASA tirando uma selfie em Marte. Fonte: (NASA, 2015)	16
FIGURA 1.5 – Falcon 9 pousando após um lançamento de sucesso. Fonte: (SPACEX, 2021)	17
FIGURA 1.6 – Veículo sub-orbital de lançamento de teste Hmbit-TLV no Centro de Lançamento de Alcântara. Fonte: (INNOSPACE, 2023)	18
FIGURA 1.7 – Queda nos incentivos ao Programa Espacial Brasileiro. Fonte: (UOL, 2022)	18
FIGURA 1.8 – Lançamento do Sonda III, um veículo de sondagem brasileiro. Fonte: (AEB, 2012)	20
FIGURA 1.9 – Altitude de trabalho dos foguetes de sondagem. Fonte: (NASA, 2012)	21
FIGURA 1.10 – À esquerda, a arquitetura simplificada do Sonda III. À direita, a arquitetura simplificada do Momo. Fontes: Palmério (PALMERIO, 2017) e Bahdur (BAHDUR, 2019).	24
FIGURA 2.1 – Esquema de processos envolvidos na tradução de requisitos de sistema para requisitos de subsistema. Fonte: (FORTESCUE <i>et al.</i> , 2003).	31
FIGURA 2.2 – Esquema de um motor a propulsão líquida. Fonte: (FORTESCUE <i>et al.</i> , 2003)	36
FIGURA 2.3 – Esquema de um MFPL monopropelente. Fonte: (MISHRA, 2017) . .	38

FIGURA 2.4 – Diferentes arranjos de tanques de propelente. Fonte: (CORNELISSE <i>et al.</i> , 1979)	42
FIGURA 2.5 – Esquema de sistema de alimentação com pressurização por tanque. Fonte: (MISHRA, 2017)	43
FIGURA 2.6 – Diferentes ciclos de pressurização por bomba. Fonte: (MISHRA, 2017)	44
FIGURA 2.7 – Sistemas de refrigeração: (a) regenerativa, (b) filme, (c) transpiração e (d) ablativa. Fonte: (MISHRA, 2017)	47
FIGURA 3.1 – Centro de Controle do CLA. Fonte:(ESTADÃO, 2023).	53
FIGURA 3.2 – Foguete HANBIT-TL da Innospace sendo colocado na área de lançamento. Fonte: (FAB, 2022).	54
FIGURA 3.3 – Figura esquemática do Centro de Lançamento de Alcântara. Fonte:(PALMERIO, 2017).	55
FIGURA 3.4 – Antena Stella no CLA. Fonte: (FAB, 2020).	57
FIGURA 3.5 – Foguete de Treinamento Intermediário no Lançador Universal. Fonte: (FAB, 2019)	61
FIGURA 5.1 – Impulso Específico de diferentes combustíveis orgânicos combinados com Peróxido de Hidrogênio 95%.	74
FIGURA 5.2 – Temperatura de Combustão para diferentes combustíveis orgânicos combinados com Peróxido de Hidrogênio 95%.	74

Lista de Tabelas

TABELA 2.1 – Tabela de comparação entre as propulsões líquida e sólida	50
--	----

Sumário

1	INTRODUÇÃO	14
1.1	Motivação do projeto	14
1.2	Veículos de sondagem e sua utilização para treinamento	20
1.2.1	Utilidade de um Veículo de Sondagem	21
1.2.2	Arquitetura e Composição de um Veículo de Sondagem	24
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	28
2.1	Engenharia de Sistemas	28
2.1.1	Desenvolvimento de um CONOPS: Concept of Operations	28
2.1.2	Requisitos	30
2.1.3	Arquitetura e Design	32
2.2	Introdução à Propulsão Líquida	36
2.2.1	Propelentes Líquidos	37
2.2.2	Tanques de Propelente	42
2.2.3	Sistema de Alimentação	43
2.2.4	Sistemas de Refrigeração	46
2.2.5	Comparação entre as propulsões líquida e sólida	48
2.2.6	Uso da Propulsão Líquida em Foguetes de Sondagem	50
3	CONOPS: <i>Concept of Operations</i>	51
3.1	Missão	51
3.2	Cenário da Missão	53
3.2.1	Local de Lançamento: Centro de Lançamento de Alcântara	53
3.3	Ambiente Operacional	60

3.4	Sequência Operacional	61
3.5	Identificação de Stakeholders	62
4	CAPTURA E ANÁLISE DE REQUISITOS	64
4.1	Requisitos Operacionais	64
4.1.1	Necessidades da Subdivisão de Telemetria	64
4.1.2	Necessidades da Subdivisão de Preparação e Lançamento	65
4.1.3	Necessidades da Subdivisão de Segurança de Voo	66
4.2	Requisitos de Desenvolvimento	67
4.2.1	Requisitos de Factibilidade de Desenvolvimento em Solo Nacional	67
4.2.2	Requisitos de Viabilidade Econômica e Segurança Operacional	67
4.2.3	Requisitos de Alinhamento com Operação no Centro de Lançamento de Alcântara	67
4.3	Considerações sobre os requisitos	68
5	CONSIDERAÇÕES SOBRE A ARQUITETURA DO SISTEMA	70
5.1	Subsistema de Propulsão	70
5.1.1	Escolha do Sistema de Pressurização	70
5.1.2	Escolha de Propelentes	71
5.1.3	Escolha do Sistema de Refrigeração	75
5.2	Subsistema de Orientação	76
5.2.1	Escolha de Unidade de Medida Inercial	76
5.2.2	Escolha de Sistema GNSS	77
5.3	Subsistema de Carga útil	77
5.3.1	Escolha de sistema de transmissão	77
6	CONCLUSÃO	78
	REFERÊNCIAS	80

1 Introdução

1.1 Motivação do projeto

Desde os primórdios da civilização, a humanidade se maravilha com os corpos celestes. As estrelas, a lua e o sol eram reverenciados por povos antigos que os enxergavam como deidades poderosas, capazes de governar o destino dos homens. Essa fascinação pelos astros se manifestava de diversas formas, desde rituais sagrados até a construção de monumentos grandiosos como Stonehenge - que era utilizado para auxiliar os agricultores a acompanhar as estações - e as pirâmides do Egito, que estão alinhadas com precisão às estrelas do Cinturão de Orion, figura 1.1.



FIGURA 1.1 – Pirâmides de Gizé - Cairo, Egito. À direita, a indicação da sobreposição das pirâmides sobre o Cinturão de Orion. Fonte: (WIKIPEDIA, 2023)

A visão predominante na Antiguidade era a de um Universo geocêntrico, no qual a Terra era considerada o centro do cosmos. Foi Nicolau Copérnico, no século XVI, que desafiou esse pensamento com a teoria heliocêntrica, que propunha que o Sol, e não a Terra, era o centro do nosso sistema solar. Essa mudança de paradigma abriu caminho para o desenvolvimento da ciência moderna e para um entendimento mais preciso da posição da humanidade no Universo.

Neste mesmo ímpeto de explorar e compreender o cosmos, Galileu Galilei, no século XVII, utilizou pela primeira vez um telescópio para observar os corpos celestes. O ins-

trumento era sofisticado a ponto de permitir a visualização clara das crateras da Lua, que foram registradas em seu livro, figura 1.2. Seus estudos e observações pioneiras são considerados o marco inicial da Astronomia como se conhece hoje.



FIGURA 1.2 – A Lua, 1609, por Galileu Galilei. Fonte: (PHAIDON, 2020)

Pouco tempo depois, Isaac Newton formulou as leis da gravidade, permitindo uma descrição matemática dos movimentos dos planetas e das marés. Essas descobertas foram cruciais para a compreensão da dinâmica dos planetas e para a exploração do espaço exterior.

Os corpos celestes, tão adorados e estudados, logo encontraram uma utilização prática: a navegação. Marinheiros aprendiam a se orientar no vasto oceano observando as estrelas. Com esse conhecimento, eles eram capazes de determinar sua latitude e, por consequência, navegavam com mais segurança e precisão.

Avançando para o século XX, a exploração espacial entrou numa nova era com o envio do primeiro satélite ao espaço: o Sputnik, lançado pela União Soviética em 1957 - figura 1.3. Não demorou muito para que o primeiro humano, Yuri Gagarin, fosse enviado ao espaço em 1961, marcando um feito sem precedentes na história da humanidade. O auge dessa era aconteceu em 1969, quando a missão Apollo 11 da NASA pousou os primeiros humanos na Lua.

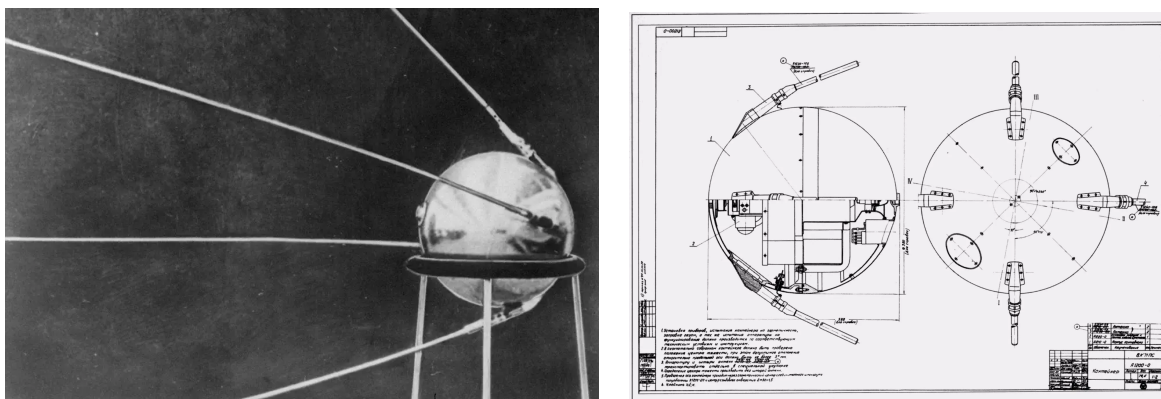


FIGURA 1.3 – Sputnik 1, primeiro objeto feito pelo homem a orbitar a Terra. Fonte: (NEWATLAS, 2017)

Hoje, o espaço sideral não é apenas um objeto de fascínio e pesquisa científica, mas também um campo de grande potencial econômico. Satélites são utilizados para uma ampla variedade de aplicações, desde comunicações e previsões do tempo até acompanhamento de plantações agrícolas.

Olhando para o futuro, a humanidade se prepara para dar passos ainda mais ousados. Planos para a colonização de Marte já estão sendo traçados, com missões tripuladas ao planeta vermelho sendo planejadas para as próximas décadas. A mineração de asteroides é vista como uma possibilidade real, que poderia proporcionar recursos quase ilimitados. E a exploração do espaço profundo, uma vez um sonho distante, agora está se tornando cada vez mais viável graças aos avanços tecnológicos.



FIGURA 1.4 – O rover *Curiosity* da NASA tirando uma selfie em Marte. Fonte: (NASA, 2015)

É nesse contexto que a indústria espacial tem experimentado um crescimento significativo. Na última década, os obstáculos relacionados à manufatura, lançamento e operação de satélites tem sido sequencialmente vencidos criando uma demanda crescente por lançamentos. Além disso, o surgimento de veículos lançadores reutilizáveis reduziu subs-

tancialmente os custos para colocar satélites em órbita. Todavia, no Brasil o ecossistema espacial luta para recuperar o atraso de anos com baixo investimento.

Nos Estados Unidos os lançamentos privados estão revolucionando a forma como o espaço é explorado. Em setembro de 2021, a Falcon 9 (figura 1.5), veículo lançador da SpaceX, liderou a primeira missão espacial comercial inteiramente tripulada por civis. Além disso, a empresa se destaca por inovar tornando a reutilização de foguetes algo possível e economicamente viável. No país, outras empresas ainda se destacam por propostas ainda mais ousadas como o caso da Relativity Space que lançou, em março de 2023, o primeiro foguete manufaturado por impressão.



FIGURA 1.5 – Falcon 9 pousando após um lançamento de sucesso. Fonte: (SPACE X, 2021)

Os chineses também estão demonstrando resultados impressionantes em seu programa espacial. Em 2022 a China construiu sua própria estação espacial, pousou um rover em Marte e se tornou a primeira nação a pousar no lado mais distante da Lua. Adicionalmente, no âmbito dos lançamentos o país apresentou sucesso em todas as 50 missões realizadas em 2022.

Não só as grandes economias estão aproveitando o momento atual mas também países emergentes estão alcançando grandes feitos. Nesse ano, a Coreia do Sul colocou satélites em órbita utilizando seu próprio lançador chamado Nuri. No país, o setor privado também está amadurecendo com o surgimento de empresas como a Innospace que realizou, em março de 2023, o primeiro lançamento privado em Alcântara.



FIGURA 1.6 – Veículo sub-orbital de lançamento de teste Hambit-TLV no Centro de Lançamento de Alcântara. Fonte: (INNOSPACE, 2023)

Apesar de tantos avanços e acontecimentos no cenário internacional o programa espacial brasileiro vive um atraso tecnológico. Os severos cortes de orçamento que acontecem desde 2012, como pode ser visto na figura 1.7, prejudicaram o desenvolvimento de lançadores nacionais. Além disso, o trágico acidente no desenvolvimento do VLS-1 que vitimou 21 profissionais em 2003 impactou permanentemente os projetos posteriores. Atualmente o programa mudou de foco e investe em nanossatélites e no uso comercial do Centro de Lançamento de Alcântara (CLA), no Maranhão.



FIGURA 1.7 – Queda nos incentivos ao Programa Espacial Brasileiro. Fonte: (UOL, 2022)

Para que o cenário tecnológico espacial brasileiro possa melhorar e acompanhar o progresso alcançado por outras nações, é essencial que haja um aumento significativo nos investimentos voltados ao desenvolvimento de tecnologias que proporcionem ao Brasil a autonomia no lançamento de satélites. Entre essas tecnologias promissoras está a propulsão líquida, que possibilitará não apenas a colocação eficiente de objetos em órbita, mas também o desenvolvimento de soluções de lançamento mais viáveis, como a construção de

um lançador reutilizável. Ao priorizar tais investimentos e promover parcerias entre setores público e privado, o Brasil poderá superar o atraso tecnológico atual e se tornar uma potência no setor espacial, impulsionando não apenas a pesquisa científica, mas também as oportunidades comerciais e o progresso nacional como um todo.

Nesse contexto, a necessidade de um foguete de treinamento à propulsão líquida surge como plataforma não só para a capacitação de pessoal do CLA e verificação da operacionalidade dos instrumentos disponíveis na base, mas também como um dispositivo tecnológico que atesta o domínio nacional da tecnologia de propulsão líquida colocando-a à prova num lançamento. Além disso, o foguete de treinamento a propulsão líquida (FTPL) pode atuar como o ponto de partida para o desenvolvimento de veículos lançadores nacionais de médio e grande porte, expandido os horizontes comerciais do setor aeroespacial brasileiro.

O presente trabalho consiste na realização do projeto sistêmico de um foguete de sondagem para treinamento com propulsão líquida para o Centro de Lançamento de Alcântara. O projeto sistêmico desse veículo comportará a definição da missão, do ambiente operacional e dos processos envolvidos no desenvolvimento e lançamento do FTPL estruturados num CONOPS (*Concept of Operations*), apresentado no capítulo 3. Além disso, para a determinação das melhores arquiteturas que se adequam ao projeto e às capacidades do setor aeroespacial nacional (capítulo 5) foi elaborada a Captura e Análise de Requisitos (capítulo 4) por meio de pesquisas e entrevistas com técnicos e engenheiros do Centro de Lançamento de Alcântara.

1.2 Veículos de sondagem e sua utilização para treinamento

Um foguete de sondagem é um tipo de foguete suborbital projetado para realizar pesquisas científicas e experimentos na atmosfera terrestre e além. Ao contrário de foguetes orbitais, que visam alcançar e manter a órbita ao redor da Terra, esses dispositivos têm uma trajetória parabólica ou elíptica que permite que eles subam ao espaço por um curto período antes de retornar à Terra.

Tipicamente, um veículo de sondagem é composto por um único estágio, sendo que é responsável por fornecer o impulso inicial e a ascensão do dispositivo. Os sistemas de propulsão dos foguetes de sondagem podem ser de propelente sólido ou líquido, dependendo dos requisitos específicos da missão.

As missões de desses foguetes geralmente são conduzidas a partir de instalações de lançamento especializadas ou áreas de lançamento, aderindo a protocolos de segurança e regulamentos de voo. Os dados coletados durante essas missões ajudam os cientistas a avançar em seu entendimento de diversos fenômenos, melhorar modelos atmosféricos, testar novas tecnologias e contribuir para o desenvolvimento de futuras missões espaciais.



FIGURA 1.8 – Lançamento do Sonda III, um veículo de sondagem brasileiro. Fonte: (AEB, 2012)

Segundo Palmério (PALMERIO, 2017), foguetes de sondagem foram cruciais no início dos programas espaciais de países como França, Índia e Brasil, pois permitiram o teste de ideias com menor risco e investimento. O início da jornada espacial brasileira foi marcado pelo desenvolvimento do projeto SONDA I na década de 1960, uma iniciativa do CTA e mais tarde da AVIBRÁS. Com o passar do tempo, esses foguetes evoluíram, tornando-se

mais sofisticados e capazes de carregar cargas maiores. Originalmente focados em lançar instrumentos científicos, o objetivo gradualmente se deslocou para o envio de satélites ao espaço. Esse novo direcionamento impulsionou avanços significativos, incluindo a formação de equipes especializadas, aprimoramento de motores, desenvolvimento de novos tipos de propelentes e a criação de bases de lançamento. Esses foguetes desempenharam um papel importante em missões tanto nacionais quanto internacionais e continuam a ser fundamentais no Brasil. Hoje, eles são utilizados para treinamento de equipes, lançamento de experimentos científicos e cargas úteis de outros países. Embora os foguetes de sondagem sejam tecnicamente menos avançados que os lançadores de satélites, muitos dos seus aspectos técnicos são relevantes e aplicáveis a ambos os tipos de veículos espaciais.

1.2.1 Utilidade de um Veículo de Sondagem

Pesquisa atmosférica, física espacial e teste tecnológico

Os foguetes sondagem servem como um instrumento crítico na exploração e compreensão da pesquisa atmosférica e física espacial. Suas capacidades permitem que alcancem a mesosfera, termosfera e ionosfera - regiões da atmosfera terrestre que os balões não conseguem alcançar e os satélites ultrapassam (figura 1.9). Ao preencher essa lacuna, eles oferecem aos cientistas a oportunidade de medir diretamente os parâmetros e fenômenos atmosféricos, aumentando a compreensão sobre essa região.

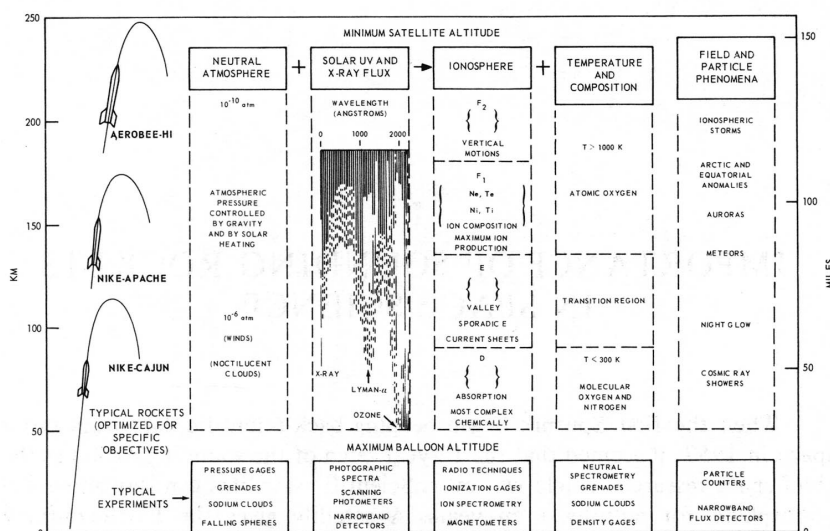


FIGURA 1.9 – Altitude de trabalho dos foguetes de sondagem. Fonte: (NASA, 2012)

Outro aspecto valioso desses dispositivos de lançamento é a capacidade de realizar medições in situ. Foguetes de sondagem transportam instrumentos científicos diretamente para a região superior da atmosfera para coletar dados. Isso permite que capturem informações de temperatura, de pressão, de densidade, de velocidade e de direção do vento,

além da composição química das camadas atmosféricas. Ao contrário dos satélites, que geralmente coletam trilhas horizontais de dados, os veículos de sondagem são capazes de fornecer perfis verticais das propriedades atmosféricas. Além disso, eles também permitem o estudo de campos eletromagnéticos, ondas de plasma e partículas energéticas na ionosfera e magnetosfera, contribuindo para o entendimento da física espacial.

Esses foguetes também são utilizados no estudo de fenômenos meteorológicos transitórios ou esporádicos. A possibilidade de realizar um lançamento rapidamente diante de tais fenômenos imprevisíveis os torna ferramentas ideais para investigar ocorrências como nuvens noctilucenas, auroras e outras atividades atmosféricas de curta duração. Complementando essa característica está a flexibilidade geográfica desses foguetes, que amplifica significativamente sua utilidade. Capazes de serem lançados de muitos locais ao redor do globo, os foguetes de sondagem fornecem aos cientistas a oportunidade de comparar fenômenos de física atmosférica e espacial sob condições diversas e em várias regiões.

Veículos de sondagem também desempenham um papel crucial na pesquisas relacionadas à microgravidade. Durante os poucos minutos de queda livre no pico de sua trajetória, eles criam um ambiente para a realização de experimentos sob condições de microgravidade. Isso abre portas para muitas áreas de pesquisa, incluindo dinâmica de fluidos, ciência da combustão, ciência dos materiais e pesquisa biológica.

Utilização para treinamento

Os foguetes de sondagem também desempenham um papel importante nos centros de lançamento, não apenas como veículos destinados a coletar dados científicos, mas também como ferramentas para treinamento. Estes foguetes são empregados com o objetivo dual de capacitar todo o pessoal envolvido nas operações de lançamento e também para testar e validar os materiais e equipamentos do centro de lançamento, garantindo o funcionamento esperado durante missões reais.

Dentro de um centro de lançamento, várias subdivisões trabalham em conjunto para garantir um lançamento bem-sucedido. Embora a estrutura organizacional possa variar, três linhas de ação principais são comuns: Telemetria, Segurança e Preparação de Lançamento.

A divisão responsável pela **Telemetria** faz o monitoramento em tempo real do foguete durante sua trajetória. Composta por pessoas especializadas em lidar com equipamentos como antenas e radares, essa divisão é responsável por coletar dados do foguete durante todo o lançamento, garantindo que o veículo esteja no curso correto e transmitindo informações conforme o esperado.

Para um treinamento eficaz da divisão de Telemetria, é crucial que o foguete de treina-

mento esteja equipado com um transmissor. Esta capacidade permite que os equipamentos do centro de lançamento recebam dados em tempo real do foguete. Além disso, a dimensão do foguete deve ser tal que os radares possam detectá-lo usando o chamado "eco de pele", um método em que os radares localizam o foguete através da reflexão de sinais. Outro aspecto importante é a capacidade do foguete de seguir sua trajetória nominal. Esta previsibilidade na trajetória permite que os radares antecipem a movimentação do foguete e o acompanhem de maneira precisa durante todo o voo.

A divisão de **Segurança** é responsável pela garantia de que todos os aspectos do lançamento sejam conduzidos de maneira segura. Desde a avaliação preliminar dos riscos até a supervisão dos processos em solo, como a montagem do foguete e seu abastecimento. Durante o voo, a Subdivisão de Segurança monitora a trajetória do foguete, estando pronta para tomar decisões críticas, incluindo a possível autodestruição do veículo, caso a segurança esteja em risco.

O treinamento da divisão de Segurança requer que o foguete de treinamento simule, o mais próximo possível, as operações de um foguete real que será lançado pelo centro. Essa similaridade é crucial para garantir a eficácia dos procedimentos de segurança. Portanto, os subsistemas de orientação e propulsão do foguete de treinamento devem ser projetados para serem semelhantes aos dos foguetes operacionais. Esta correspondência assegura que a equipe de segurança esteja preparada para lidar com situações reais que possam surgir durante lançamentos mais críticos.

Finalmente, a divisão de **Preparação de Lançamento** é o braço operacional que lida diretamente com o foguete. Desde a montagem até a instalação na torre de lançamento, esta equipe garante que o veículo esteja pronto e em condições para o lançamento. Sua interação direta com o foguete os coloca na linha de frente, assegurando que cada componente do veículo esteja devidamente verificado e operacional.

Para essa divisão, a arquitetura do foguete de treinamento é de suma importância. As equipes e os materiais de montagem devem ser treinados e testados em condições que reflitam as operações reais. Isso significa que o design e a configuração do foguete de treinamento devem ser congruentes com os foguetes que o centro planeja lançar no futuro. Esse alinhamento garante que a equipe esteja familiarizada e apta a lidar com os desafios que surgirão durante lançamentos reais, aumentando assim a eficiência e a segurança de todo o processo.

1.2.2 Arquitetura e Composição de um Veículo de Sondagem

A arquitetura de foguetes de sondagem pode variar consideravelmente a depender de sua missão, país de desenvolvimento e preferências tecnológicas. No Brasil, apenas foguetes de sondagem que utilizam propulsão sólida foram desenvolvidos. A família de foguetes SONDA, desenvolvida no Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), foi crucial para o crescimento do setor de veículos aeroespaciais brasileiros. O foguete SONDA I foi criado devido à necessidade de medições meteorológicas, durante seu projeto inúmeras tecnologias foram desenvolvidas e repassadas para a indústria, fomentando a independência tecnológica nacional, o mesmo pode ser dito de seus decendentes SONDA II e SONDA III. Nesse contexto, foguetes de sondagem não necessariamente utilizam apenas propulsão sólida - o veículo Momo da empresa japonesa *Interstellar Technologies* foi projetado para levar cargas úteis de até 20 quilogramas a linha de Karman e utiliza propulsão líquida para tal. As diferenças na arquitetura do Momo e do SONDA III podem ser vistas na figura 1.10.

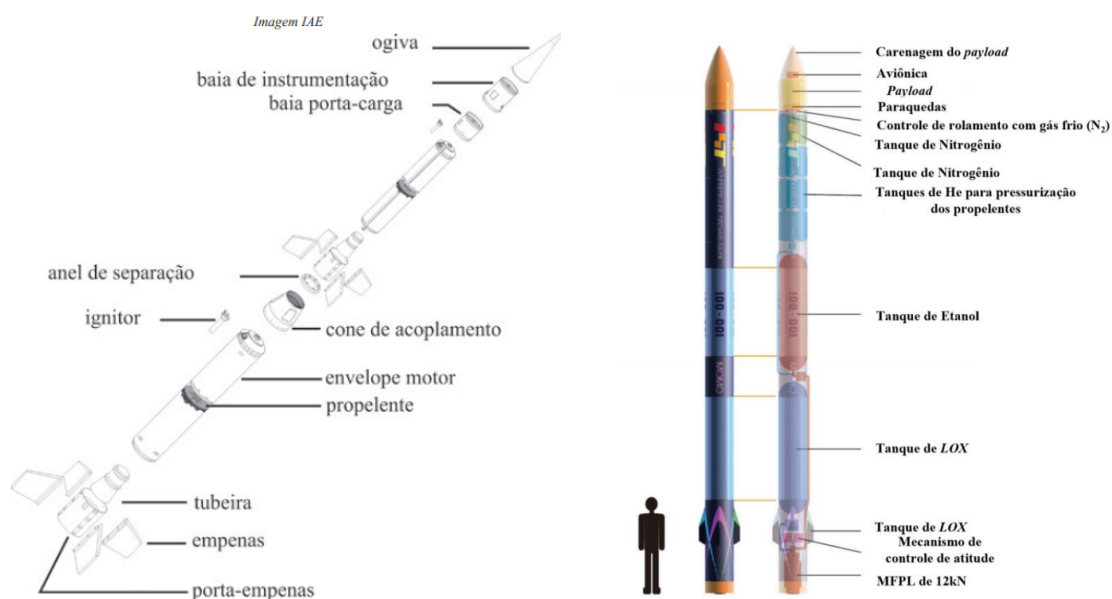


FIGURA 1.10 – À esquerda, a arquitetura simplificada do Sonda III. À direita, a arquitetura simplificada do Momo. Fontes: Palmério (PALMERIO, 2017) e Bahdur (BAHDUR, 2019).

Apesar das diferenças apresentadas por diferentes tipos de foguetes de sondagem é possível separar sua composição em 4 subsistemas principais: subsistema de carga útil, subsistema de orientação, subsistema de estrutura e subsistema de propulsão.

1.2.2.1 Subsistema de Carga Útil

O subsistema de carga útil está diretamente ligado a missão do veículo de sondagem. Esse subsistema é responsável por carregar os instrumentos científicos e tecnológicos des-

tinados a realizar experimentos ou coletar dados inerentes a missão. Os instrumentos podem ser câmeras, sensores, espectrômetros, e equipamentos de medição que servem para analisar a atmosfera, o espaço, ou outras condições ambientais. Além disso, pode-se incluir tecnologias de comunicação para transmitir dados de volta à Terra, bem como sistemas de suporte de vida, caso a missão envolva o transporte de organismos vivos. A carga útil é acomodada em uma seção específica do veículo de sondagem, sendo projetada e configurada de acordo com os objetivos específicos da missão, permitindo aos cientistas e engenheiros obterem informações valiosas sobre o ambiente explorado ou validar novas tecnologias em condições reais de operação.

Para os veículos de treinamento, a escolha da carga útil é especialmente crítica, pois deve ser otimizada em termos de custo e eficácia. Uma opção é o uso de um transmissor, que permite o teste das antenas de um centro de lançamento, assegurando a eficácia da comunicação entre o veículo e a estação terrestre. Uma alternativa mais sofisticada seria a implementação de um transponder, que não só transmite como também recebe sinais, possibilitando testes mais complexos tanto das antenas como dos radares do centro. No entanto, a aquisição de um transponder pode ser significativamente cara, tornando sua utilização em veículos de treinamento, que são frequentemente projetados para serem econômicos, possivelmente inviável.

1.2.2.2 Subsistema de Orientação

O subsistema de orientação de um veículo de sondagem é fundamental para controlar e direcionar o veículo em sua trajetória desde o lançamento até o alcance do objetivo desejado. Este subsistema pode incluir uma série de componentes como giroscópios, acelerômetros, magnetômetros, e sistemas de GPS - que trabalham juntos para monitorar e ajustar a posição e a direção do veículo em tempo real. Além disso, pode-se contar com sistemas de controle de atitude e software especializado que processa os dados coletados pelos sensores para tomar decisões de controle e acionar os mecanismos de direção, como motores gimbalizados e propulsores de controle de atitude. O subsistema de orientação é crucial para garantir que o veículo de sondagem siga a rota planejada e alcance altitude e posição desejadas para a execução bem-sucedida da missão e a coleta eficaz de dados pela carga útil.

No caso de foguetes de treinamento, as considerações sobre o subsistema de orientação são ligeiramente diferentes. Geralmente, esses foguetes são estabilizados de forma passiva, o que significa que não contam com mecanismos ativos de controle de atitude, uma escolha que visa reduzir o custo final do veículo. Ao invés de sistemas ativos complexos, eles dependem da aerodinâmica e do design estrutural para manter uma trajetória estável. Contudo, ainda é essencial monitorar sua trajetória. Para isso, normalmente se emprega

um sistema de navegação inercial, em conjunto com um sistema GNSS (Sistema Global de Navegação por Satélite). Estes sistemas fornecem informações em tempo real sobre a posição e velocidade do foguete, permitindo que a equipe do centro de lançamento acompanhe a trajetória do veículo. Em casos em que o foguete se desvia de seu curso previsto e representa um potencial risco, a divisão de segurança de voo pode tomar a decisão de destruir o veículo, impedindo assim a progressão de uma trajetória indesejada. Esta capacidade de rastreamento e intervenção é vital para manter a segurança durante os voos de treinamento.

1.2.2.3 Subsistema de Estrutura

O subsistema de estrutura de um veículo de sondagem é responsável pela sustentação e desempenho físico do veículo, fornecendo a integridade estrutural necessária para suportar as forças e as cargas experimentadas durante o lançamento, voo e, em alguns casos, a reentrada. Este subsistema pode consistir em diversos componentes como a fuselagem, a estrutura de suporte da carga útil, e os suportes de montagem para motores e outros sistemas críticos. A estrutura é geralmente fabricada com materiais leves e de alta resistência, como ligas de alumínio ou compósitos de fibra de carbono, para garantir uma relação ótima entre peso e resistência. Além disso, pode incluir sistemas de isolamento térmico e acústico, bem como revestimentos e blindagens para proteger os componentes internos e a carga útil de condições adversas, como altas temperaturas, radiação e vibrações excessivas. O design e a integridade do subsistema de estrutura são vitais para garantir a segurança e o sucesso da missão de sondagem.

A interdependência entre o subsistema de estrutura e o subsistema de propulsão é notável. A escolha do tipo de propulsão impacta nas especificações da estrutura. Por exemplo, foguetes que utilizam propulsão sólida tendem a sofrer acelerações mais intensas em comparação com aqueles que adotam propulsão líquida. Essa intensa aceleração requer que o subsistema de estrutura de foguetes com propulsão sólida seja projetado para ser particularmente robusto e rígido, a fim de suportar as forças envolvidas. Em contrapartida, foguetes de propulsão líquida, que geralmente experimentam acelerações mais suaves, podem se beneficiar de estruturas menos pesadas e mais flexíveis. Isso pode resultar em uma economia significativa no peso total do veículo, permitindo que mais carga útil seja transportada ou que o foguete atinja altitudes mais elevadas. Esta relação intrínseca entre propulsão e estrutura destaca a importância do design integrado e da otimização em foguetes de sondagem para garantir eficiência e segurança ao longo de toda a missão.

1.2.2.4 Subsistema de Propulsão

O subsistema de propulsão de um veículo de sondagem é crucial para fornecer a força necessária para lançar o veículo e manter sua trajetória desejada. Este subsistema pode incluir os motores do foguete, os tanques de propelente, as bombas, os bicos injetores e os sistemas de controle associados que gerenciam a entrega de combustível à câmara de combustão. Os motores podem ser de diferentes tipos, como motores de combustão líquida ou sólida, e são responsáveis por gerar o empuxo que propulsa o veículo na direção desejada. Os tanques de propelente armazenam o combustível e o oxidante necessários para a combustão, enquanto as bombas e os sistemas de controle garantem a alimentação adequada de combustível para os motores. Além disso, o subsistema de propulsão pode incluir sistemas de direção, como motores gimbalizados, que ajudam a orientar o veículo ajustando a direção do empuxo. A eficiência e a confiabilidade do subsistema de propulsão são vitais para o sucesso da missão de sondagem, pois influenciam diretamente a capacidade do veículo de alcançar a altitude desejada e realizar seus objetivos científicos ou tecnológicos.

Quando se trata de foguetes de treinamento, a decisão sobre o tipo de propulsão a ser utilizado é muitas vezes moldada pela natureza específica do treinamento em questão. Se o objetivo principal é treinar equipes em procedimentos padrão de lançamento e operações de voo de maneira econômica, a propulsão sólida pode ser preferível devido ao seu custo relativamente mais baixo. No entanto, é essencial lembrar que os procedimentos associados a foguetes de propulsão sólida diferem significativamente daqueles de propulsão líquida. Por exemplo, a manipulação, o armazenamento e os protocolos de segurança variam entre os dois tipos. Assim, para centros de lançamento que operam ou planejam operar ambos os tipos de foguetes, é fundamental que os treinamentos sejam conduzidos usando foguetes com sistemas propulsivos alinhados aos seus objetivos operacionais. Isso garante que as equipes estejam adequadamente preparadas para lidar com as nuances específicas de cada sistema de propulsão, promovendo lançamentos mais seguros e eficazes.

2 Revisão Bibliográfica

2.1 Engenharia de Sistemas

Segundo Fortescue (FORTESCUE *et al.*, 2003), a Engenharia de Sistemas, especialmente no campo da engenharia espacial, é definida como um processo lógico de atividades que transforma um conjunto de requisitos decorrentes de um objetivo de missão específico em uma descrição completa de um sistema que cumpre o objetivo de maneira ótima. Esse processo garante que todos os aspectos de um projeto tenham sido considerados e otimizados para atender aos objetivos da missão de forma eficiente e eficaz.

A importância da Engenharia de Sistemas reside na sua capacidade de abordar e integrar todos os elementos e requisitos de um projeto complexo. No contexto de missões espaciais, por exemplo, ela permite que diferentes componentes e subsistemas de uma nave espacial sejam desenvolvidos e integrados de maneira que atendam aos objetivos globais da missão. Essa abordagem metodológica é crucial para o sucesso de projetos complexos e multidisciplinares, garantindo que cada parte contribua adequadamente para o funcionamento e desempenho do sistema como um todo.

2.1.1 Desenvolvimento de um CONOPS: Concept of Operations

Segundo o *American Institute of Aeronautics and Astronautics* (DESIGN, 2003), o CONOPS é definido como a descrição do usuário de como a organização global será operada para satisfazer sua missão. Trata-se de uma declaração verbal e gráfica das intenções de uma organização em relação a uma operação ou série de operações de sistemas organizacionais novos, modificados ou existentes. Frequentemente, o CONOPS é incorporado em planos estratégicos de longo alcance e planos operacionais anuais, cobrindo uma série de operações conectadas a serem realizadas simultaneamente ou em sucessão para alcançar um objetivo de desempenho organizacional ou empresarial.

Nesse contexto, baseando-se no trabalho de Rampino (RAMPINO, 1997) e nas orientações da AIAA (DESIGN, 2018), pode-se desenvolver um CONOPS em cinco etapas abrangentes: Definição do Objetivo da Missão, Desenvolvimento do Cenário de Missão,

Definição do Ambiente Operacional, Definição da Sequência Operacional e Identificação de *Stakeholders*.

1. **Definição do Objetivo da Missão:** Esta etapa envolve a definição dos objetivos primários e secundários da missão. O objetivo principal pode ser alcançar uma altitude específica, carregar uma carga útil específica ou demonstrar uma tecnologia específica. Os objetivos secundários podem incluir a coleta de certos tipos de dados, teste de determinados subsistemas ou validação de determinados procedimentos operacionais. Para executar esta etapa, é necessário consultar todos os principais stakeholders para entender suas necessidades e expectativas e, em seguida, consolidar estas em um conjunto claro e conciso de objetivos de missão.
2. **Desenvolvimento do Cenário da Missão:** Esta etapa envolve a definição do cenário específico que a missão seguirá. Isso inclui o local de lançamento, a altitude alvo, a trajetória, a duração do voo, os requisitos de carga útil e o tipo de dados a serem obtidos. Para executar esta etapa, é preciso desenvolver um perfil de missão detalhado, incluindo todos os eventos e fases-chave da missão. Isto deve ser baseado nos objetivos da missão, e deve levar em conta as capacidades e restrições do foguete e seus subsistemas.
3. **Definição do Ambiente Operacional:** Esta etapa envolve a definição do ambiente operacional no qual a missão ocorrerá. Isso inclui o ambiente físico (como condições atmosféricas, forças gravitacionais e condições térmicas), o ambiente regulatório (como restrições de espaço aéreo, regulamentações ambientais e regulamentos de segurança) e o ambiente operacional (como instalações de lançamento, estações de rastreamento e áreas de recuperação). Para executar esta etapa, é necessário pesquisar e documentar todos os fatores ambientais relevantes e considerar como eles afetarão a missão.
4. **Definição da Sequência Operacional:** Esta etapa envolve a definição da sequência de operações que será seguida durante a missão. Isso inclui atividades pré-lançamento (como montagem, teste, transporte e abastecimento), atividades de lançamento (como ignição, decolagem e subida), atividades em voo (como separação de estágios, implantação de carga útil e coleta de dados) e atividades pós-voo (como recuperação, análise de dados e revisão de missão). Para executar esta etapa, é preciso desenvolver uma linha do tempo operacional detalhada e definir os procedimentos e tarefas específicos para cada atividade.
5. **Identificação dos Stakeholders:** Esta etapa envolve a identificação de todos os *stakeholders* envolvidos na missão. Isso pode incluir a equipe da missão, suporte terrestre, proprietários da carga útil, órgãos reguladores, patrocinadores e quaisquer

outras partes interessadas. Cada *stakeholder* terá diferentes necessidades, expectativas e preocupações, e é importante considerar estas no planejamento da missão. Para executar esta etapa, é preciso identificar todos os *stakeholders* relevantes, entender suas necessidades e preocupações e considerar como essas serão abordadas durante a missão.

2.1.2 Requisitos

Segundo Fortescue (FORTESCUE *et al.*, 2003), o contexto da engenharia de sistemas de veículos espaciais, os requisitos desempenham um papel crucial. No início de um programa (Fase A), os requisitos impostos pelo cliente ou usuário final são geralmente definidos em um nível bastante alto, abrangendo apenas os objetivos gerais da missão e as principais interfaces de carga útil. Assim, durante a fase A - que pode durar de 8 a 12 meses - além da captura em alto nível dos requisitos já é possível realizar uma análise de viabilidade tendo em vista a seleção de um sistema *cost-effective* que supra os requisitos elencados. A fase de definição detalhada (Fase B), que geralmente dura de 12 a 18 meses, é responsável por expandir esses requisitos de alto nível em especificações que cobrem toda a gama de parâmetros de engenharia de sistemas e subsistemas. Durante a Fase B, ocorre uma revisão detalhada dos requisitos do sistema e do design, incluindo uma avaliação por parte de um revisor independente. Esta etapa é seguida pelas Fases C e D, que são mais longas e podem se estender por três a cinco anos. Estas etapas abrangem o desenvolvimento, fabricação, integração e teste do sistema. As atividades específicas incluem identificação e análise de requisitos, especificação do sistema, identificação de opções, avaliações da missão, trade-offs, avaliação da viabilidade e comparação de custos. Além disso, envolve a seleção de conceitos, alocação de orçamento, análise de desempenho, otimização do sistema, especificação de interface e definição do sistema.

Um aspecto importante na captura e análise de requisitos é a necessidade de traduzir e expandir os requisitos de alto nível para os níveis de sistema e subsistema - a figura ?? mostra um diagrama com os processos envolvidos na expansão/tradução de requisitos de sistema em requisitos de subsistema. Esta tradução e expansão devem levar em consideração fatores como a infraestrutura existente, disponibilidade de lançadores, capacidades de recuperação de dados e designs de ônibus espaciais existentes. Por exemplo, as escolhas de órbita para missões como os principais observatórios da NASA (*Hubble Space Telescope e Gamma Ray Observatory*) podem ser satisfeitas em uma órbita terrestre baixa circular (LEO), desde que a infraestrutura necessária, como o sistema de transporte espacial, esteja disponível.

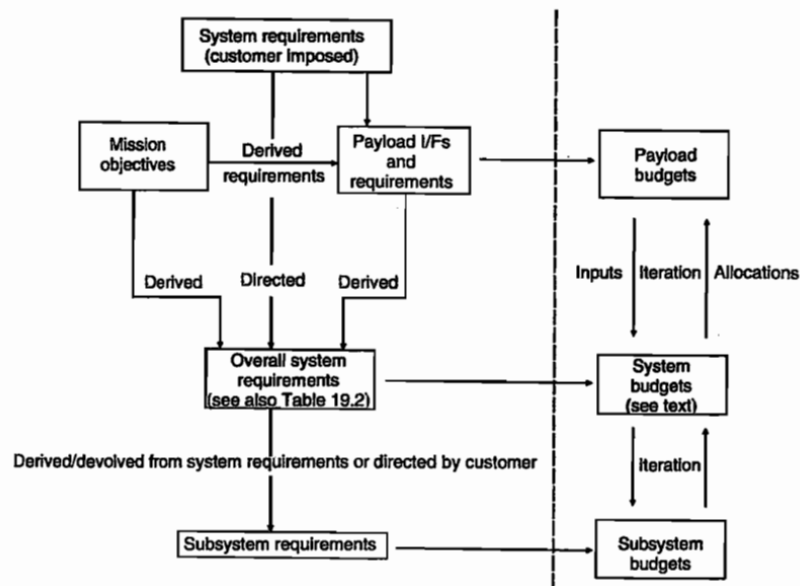


FIGURA 2.1 – Esquema de processos envolvidos na tradução de requisitos de sistema para requisitos de subsistema. Fonte: (FORTESCUE *et al.*, 2003).

1. **Definição dos Requisitos do Sistema (Fase A/B):** Esta etapa envolve a definição dos requisitos gerais do sistema. Estes requisitos devem ser baseados nos objetivos da missão e no CONOPs. Eles normalmente incluem requisitos de desempenho (como altitude, velocidade e capacidade de carga útil), requisitos operacionais (como procedimentos de lançamento e recuperação) e restrições (como custo, cronograma e conformidade regulatória). Para executar esta etapa, é preciso traduzir os objetivos da missão e o CONOPs em requisitos específicos, mensuráveis, alcançáveis, relevantes e temporizados (SMART).
2. **Definição dos Requisitos do Subsistema (Fase B):** Esta etapa envolve a definição dos requisitos de cada subsistema. Estes requisitos devem ser baseados nos requisitos do sistema e devem levar em consideração as interfaces entre diferentes subsistemas. Eles normalmente incluem requisitos de desempenho, requisitos operacionais e restrições para cada subsistema. Para executar esta etapa, é preciso decompor os requisitos do sistema em requisitos de subsistema, levando em conta a arquitetura e as interações dos subsistemas.
3. **Definição dos Requisitos de Interface (Fase C/D):** Esta etapa envolve a definição dos requisitos para as interfaces entre diferentes subsistemas e componentes. Estes requisitos devem garantir que os subsistemas e componentes possam interagir corretamente e de forma eficiente. Eles normalmente incluem requisitos de interface mecânica, elétrica, de dados e térmica. Para executar esta etapa, é preciso identificar todas as interfaces no sistema e definir suas características funcionais, de desempenho e físicas.

4. **Desenvolvimento do Plano de Verificação e Validação (Fase C/D):** Esta etapa envolve o desenvolvimento de um plano para verificar e validar os requisitos. A verificação é o processo de verificar se o sistema ou subsistema atende aos seus requisitos, enquanto a validação é o processo de verificar se o sistema cumpre seu propósito pretendido. O plano deve especificar os métodos (como teste, inspeção, análise ou demonstração), os critérios e as responsabilidades para verificação e validação. Para executar esta etapa, é preciso revisar cada requisito, determinar como ele pode ser verificado e validado e documentar isso no plano.
5. **Gerenciamento de Requisitos (ao longo do projeto):** Esta etapa envolve o gerenciamento dos requisitos durante todo o ciclo de vida do sistema. Isso inclui o registro dos requisitos, o acompanhamento de seu status, o controle das mudanças nos requisitos e a garantia de rastreabilidade entre os diferentes níveis de requisitos. Para executar esta etapa, é preciso usar uma ferramenta ou banco de dados de gerenciamento de requisitos e estabelecer um processo para o gerenciamento de requisitos.
6. **Revisão de Requisitos (ao final de cada fase):** Esta etapa envolve a revisão dos requisitos para verificar sua completude, correção, consistência e viabilidade. Para executar esta etapa, é preciso revisar cada requisito em termos de sua completude (todos os requisitos necessários foram especificados?), correção (o requisito está correto e sem ambiguidades?), consistência (os requisitos são consistentes entre si?) e viabilidade (o requisito é viável dadas as restrições do sistema?). também é preciso revisar o plano de verificação e validação para garantir que todos os requisitos podem ser verificados e validados.

2.1.3 Arquitetura e Design

Conforme exposto por Fortescue (FORTESCUE *et al.*, 2003), no contexto de projetos aeroespaciais, a escolha de tecnologias para os diversos subsistemas é um processo complexo e multifacetado. Cada subsistema de uma máquina espacial tem opções tecnológicas distintas que devem ser cuidadosamente avaliadas para atender aos objetivos da missão. Por exemplo, para o controle de atitude de satélites, podem ser consideradas opções como a estabilização por rotação simples, dupla rotação, estabilização em três eixos ou um modo de oscilação lenta em direção Leste-Oeste para evitar a necessidade de varredura instrumental nessa direção.

Fortescue ainda aponta que em termos de sistemas de propulsão, as alternativas disponíveis influenciam significativamente a configuração geral de um foguete. A escolha do sistema de refrigeração do motor foguete - seja regenerativo, por filme ou ablativo - também é crucial. Da mesma forma, a escolha do design para a carga útil de comunicação,

incluindo opções sobre a frequência do transmissor e o design da antena, é essencial.

Além disso, a modularidade física e funcional entre o foguete e o satélite e os elementos da carga útil precisa ser considerada, assim como os níveis de herança tecnológica, que podem incluir a adaptação de designs existentes de plataformas ou de subsistemas inteiros provenientes de programas anteriores.

Nesse sentido a escolha de tecnologias, sua integração nos diversos subsistemas e alinhamento com requisitos é um processo complexo e de extrema importância que se inicia desde o projeto preliminar (que compreende simulações e análises de viabilidade) até as fases finais de desenvolvimento e pode ser separada em 10 processos principais listados a seguir.

1. **Design Arquitetônico:** Esta etapa envolve o projeto arquitetônico geral do sistema. A arquitetura deve fornecer uma visão de alto nível dos componentes do sistema, suas relações e interações. Deve ser baseada nos requisitos e ter como objetivo otimizar o desempenho, confiabilidade e custo do sistema. Para executar esta etapa, é necessário utilizar métodos de projeto arquitetônico, como diagramas de blocos, matrizes de estrutura do sistema ou matrizes de estrutura de projeto.
2. **Projeto de Subsistemas:** Esta etapa envolve o projeto de cada subsistema. Esse projeto deve fornecer especificações detalhadas dos componentes utilizados, suas relações e interações. Deve ser baseado nos requisitos do subsistema e ter como objetivo otimizar o desempenho, confiabilidade e custo do subsistema. Para executar esta etapa, é necessário utilizar métodos de projeto detalhado, como diagramas esquemáticos e fluxogramas.
3. **Projeto de Interfaces:** Esta etapa envolve o projeto das interfaces entre diferentes subsistemas e componentes. O projeto de cada interface deve fornecer especificações das características funcionais, de desempenho e físicas da interface. Deve ser baseado nos requisitos de interface e ter como objetivo garantir a interação correta e eficiente dos subsistemas e componentes. Para executar esta etapa, é necessário utilizar métodos de projeto de interface, como documentos de controle de interface ou diagramas de interface.
4. **Projeto de Configuração:** Esta etapa envolve o projeto da configuração do sistema. A configuração deve especificar o arranjo físico dos componentes, incluindo suas localizações, orientações e conexões. Deve ser baseado nos requisitos do sistema e ter como objetivo otimizar o desempenho, confiabilidade e custo do sistema. Para executar esta etapa, é necessário utilizar métodos de projeto de configuração, como modelos CAD ou protótipos físicos.

5. **Projeto de Segurança e Confiabilidade:** Esta etapa envolve o projeto do sistema para ser seguro e confiável. Isso inclui o projeto de recursos de segurança para prevenir acidentes, o projeto de redundância para mitigar o impacto de falhas e o projeto de procedimentos de manutenção para garantir a longevidade do sistema. Deve ser baseado nos requisitos do sistema e na avaliação de riscos, e deve estar em conformidade com normas de segurança e confiabilidade. Para executar esta etapa, é necessário utilizar métodos de projeto de segurança e confiabilidade, como análise de modo e efeitos de falha (FMEA), análise de árvore de falhas ou diagramas de blocos de confiabilidade.
6. **Projeto do Ambiente:** Esta etapa envolve o projeto do sistema para resistir às condições ambientais esperadas. Isso inclui o projeto do sistema para resistir a temperaturas extremas, pressões, vibrações e radiações. Deve ser baseado nos requisitos do sistema e na avaliação ambiental, e deve estar em conformidade com as normas ambientais. Para executar esta etapa, é necessário utilizar métodos de projeto ambiental, como testes ambientais, análise térmica e análise estrutural.
7. **Verificação e Validação do Projeto:** Esta etapa envolve verificar e validar o projeto. A verificação é o processo de verificar se o projeto atende aos requisitos, enquanto a validação é o processo de verificar se o projeto cumpre seu propósito pretendido. Isso deve ser baseado no plano de verificação e validação e deve envolver métodos como testes, inspeção, análise ou demonstração. Para executar esta etapa, é necessário realizar atividades de verificação e validação de acordo com o plano e documentar os resultados.
8. **Gestão do Projeto:** Esta etapa envolve a gestão do projeto ao longo de seu ciclo de vida. Isso inclui registrar o projeto, rastrear seu status, controlar as mudanças e garantir a rastreabilidade entre o projeto e os requisitos. Para executar esta etapa, é necessário utilizar uma ferramenta de gestão de projeto ou banco de dados.
9. **Revisão do Projeto:** Esta etapa envolve revisar o projeto para verificar sua completude, correção, consistência e viabilidade. A revisão deve envolver todas as partes interessadas, incluindo a equipe da missão, os desenvolvedores, os usuários e as autoridades regulatórias. A revisão do projeto também seria uma plataforma para identificar e resolver problemas antes que o sistema seja construído. Para executar esta etapa, é necessário organizar uma reunião de revisão, preparar um documento do projeto e conduzir a revisão de acordo com uma lista de verificação de revisão.
10. **Documentação do Projeto:** Esta etapa envolve documentar o projeto. A documentação deve fornecer um registro completo e preciso do projeto, incluindo o projeto arquitetônico, o projeto de subsistemas, o projeto de interfaces, o projeto de configuração, o projeto de segurança e confiabilidade, o projeto ambiental, os resultados

de verificação e validação, os registros de gestão do projeto e os registros de revisão do projeto. Também deve incluir uma justificativa de projeto, explicando os motivos das decisões. Para executar esta etapa, é necessário coletar todos os documentos relacionados ao projeto, organizá-los em uma estrutura coerente e mantê-los para referência futura.

2.2 Introdução à Propulsão Líquida

A propulsão líquida é um tipo de sistema utilizado em foguetes e espaçonaves caracterizado pelo uso de propelentes no estado líquido. Ao contrário de foguetes que utilizam propelentes sólidos, os propelentes líquidos ficam armazenados em tanques separados e se misturam apenas após injetados na câmara de combustão. É um método de propulsão versátil e amplamente utilizado devido à sua alta eficiência e capacidade de controle.

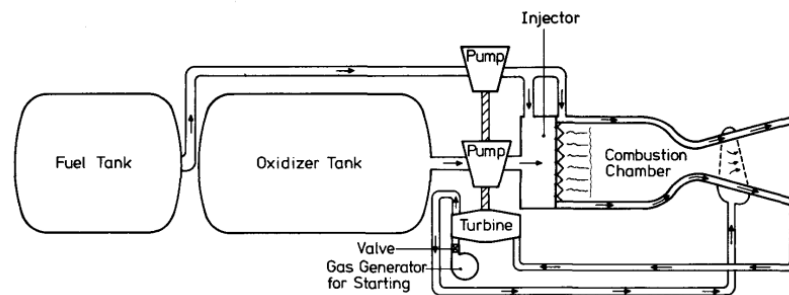


FIGURA 2.2 – Esquema de um motor a propulsão líquida. Fonte: (FORTESCUE *et al.*, 2003)

A figura 2.2 ilustra os componentes principais de um motor foguete a propulsão líquida (MFPL). Como dito anteriormente, os propelentes - combustível e oxidante - são armazenados em tanques de forma separada. Esses tanques são conectados à câmara de combustão (CC) por meio de tubulações, bombas, turbinas e injetores que formam o sistema de alimentação. Os injetores são a ponta final que leva os propelentes à câmara de combustão, seu correto dimensionamento e disposição garantem a razão de mistura desejada de propelentes bem como o alívio térmico nas paredes da CC. Uma vez misturados os propelentes entram em ignição e o processo de combustão se inicia. Durante a queima dos propelentes, a CC comporta altíssimas pressões e temperaturas de modo que para manter a integridade física de suas paredes faz-se necessária a utilização de alguma estratégia de refrigeração. Essa estratégia é de grande importância para o projeto do MFPL pois um sistema de refrigeração muito complexo e eficaz pode atrasar o desenvolvimento do projeto e um sistema simples e menos eficiente pode acarretar em requisitos estruturais mais intensos para a parede da CC, resultando num MFPL mais pesado. As grandes pressões verificadas durante a combustão também são responsáveis pela necessidade de um sistema de pressurização dos propelentes, uma vez que a pressão interna dos tanques onde estão armazenados os propelentes é inferior àquela da CC durante o processo de combustão. Por fim, os gases gerados durante a combustão são acelerados na região convergente da tubeira até que atingem a velocidade do som e seguem para a região divergente aumentando ainda mais sua velocidade. O que garante o movimento do foguete, então, é a reação à expulsão desses gases.

2.2.1 Propelentes Líquidos

Segundo Mishra (MISHRA, 2017), um propelente consiste em todos os materiais químicos, incluindo combustível e oxidante, juntamente com certos aditivos necessários para sustentar o processo de combustão a fim de produzir gases quentes de alta pressão, que são expandidos em um bocal (ou tubeira) para produzir empuxo.

Propelentes líquidos têm várias características desejáveis quando comparados com propelentes sólidos e, por isso, são utilizados quando é necessária maior eficiência propulsiva - indicada pelo impulso específico (ISP) - ou quando é preciso um maior controle do empuxo, uma vez que esse tipo de propulsão permite a regulação do fluxo mássico de propelentes na câmara de combustão.

Baseando-se no modo de ignição é possível classificar os propelentes líquidos em dois tipos: hipergólicos e não hipergólicos. Nos propelentes hipergólicos, combustível e oxidante reagem de forma espontânea, sem a necessidade de energia externa para iniciar o processo de queima ou decomposição. A hidrazina (N_2H_4) na presença de tetróxido de nitrogênio (N_2O_4) pode ser considerada um propelente hipergólico pois essa mistura entra em combustão espontaneamente formando água e óxido nitroso (N_2O). No caso de propelentes não hipergólicos, uma quantidade adequada de energia deve ser fornecida para que a combustão ocorra.

Além da classificação pelo modo de ignição também é possível separar os propelentes entre duas categorias: monopropelentes e bipropelentes. Monopropelentes são compostos químicos que se decompõem ou reagem com um catalisador para gerar empuxo. Sob condições específicas, peróxido de hidrogênio (H_2O_2) pode ser um monopropelente que se decompõe formando água e gás hidrogênio, hidrazina também pode se decompor em amônia (NH_3) e gás nitrogênio (N_2) liberando calor. Bipropelentes por sua vez são o caso mais comum em que é necessário um combustível e um oxidante para que a reação de combustão ocorra.

Todos os tipos de propelentes químicos possuem características específicas que garantem um desempenho desejável de acordo com a missão do foguete que o utilizará. De modo geral, propelentes devem ter propriedades energéticas elevadas para garantir uma grande liberação de calor durante a combustão, acompanhada de altos valores de temperatura, pressão, velocidade característica (C^*) e impulso específico. Além disso, o propelente deve ter boas propriedades balísticas como baixa densidade, alta inflamabilidade (capacidade de ignição), reprodutibilidade de desempenho e mínima instabilidade de combustão. Outras características como facilidade de armazenamento, menor risco de explosão, baixo preço e fácil operação são propriedades desejáveis dos propelentes.

Monopropelentes

Incorporado pela simplicidade - uma vez que o sistema do oxidante pode ser completamente eliminado - motores monopropelentes como aqueles que empregam hidrazina, utilizam um único propelente químico que se decompõe ou reage com um catalisador para gerar o empuxo. No entanto, suas aplicações são restritas a condições de voo de baixo empuxo e curta duração.

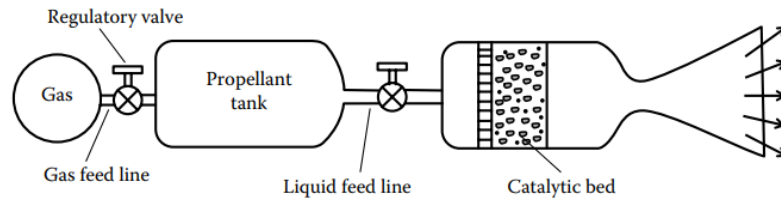


FIGURA 2.3 – Esquema de um MFPL monopropelente. Fonte: (MISHRA, 2017)

Segundo Mishra (MISHRA, 2017), um monopropelente é um químico ligeiramente instável que se decompõe facilmente de forma exotérmica para produzir gás quente. Entre todos os monopropelentes, a hidrazina se destaca por ter propriedades desejáveis, pois possui um impulso específico alto e menor densidade. Embora seja bastante complicado acendê-la, na presença de um catalisador de irídio isso é possível.

Hidrazina como monopropelente: A hidrazina, quando utilizada como monopropelente, apresenta características notáveis que a tornam uma escolha eficiente para aplicações espaciais, especialmente em propulsores para controle de atitude em satélites e foguetes. Com um impulso específico de 199 segundos e uma densidade de $1,011 \text{ g/cm}^3$ (Cornelisse, 1979), ela oferece um equilíbrio eficiente entre desempenho e facilidade de armazenamento. A hidrazina se decompõe na presença de um catalisador sólido ou líquido adequado, liberando amônia, gás nitrogênio e calor, um processo que ocorre a temperatura ambiente quando o irídio é usado como catalisador. Outros catalisadores, como ferro, níquel e cobalto, também são eficazes na decomposição da hidrazina, mas requerem temperaturas mais elevadas, em torno de 450 K. Uma das vantagens mais significativas da hidrazina como monopropelente é sua longa vida útil de armazenamento - pode ser mantida em tanques selados por mais de 15 anos sem perder eficácia - o que a torna uma opção extremamente viável e confiável para missões de longa duração ou quando há dificuldades logísticas associadas ao transporte de propelentes.

Peróxido de hidrogênio como monopropelente: O peróxido de hidrogênio, quando utilizado como monopropelente, apresenta características únicas que o tornam uma escolha interessante para certas aplicações aeroespaciais. Com um impulso específico de 165 segundos e uma densidade de $1,442 \text{ g/cm}^3$, ele oferece uma boa eficiência para propulsão.

No entanto, seu armazenamento requer atenção especial: devido à sua natureza reativa, o peróxido de hidrogênio pode oxidar alguns materiais, tornando-se ideal o uso de galões de plástico em vez de tanques metálicos para seu armazenamento. Uma característica notável do peróxido de hidrogênio é que apenas 1% da substância se decompõe nos tanques de armazenamento ao longo do tempo, conforme indicado em Sutton (SUTTON; BIBLARZ, 2000), limitando sua vida útil de armazenamento a aproximadamente 5 anos para H_2O_2 com concentração maior que 90%. Um dos grandes benefícios do uso do peróxido de hidrogênio como monopropelente é que sua decomposição não gera substâncias tóxicas, não oferecendo perigo de contaminação ao meio ambiente ou riscos à saúde humana.

Nitrato de Hidroxilamônio (HAN): O Nitrato de Hidroxilamônio ($NH_2OH_2NO_3$), um novo propelente sintético rico em oxigênio, representa um avanço significativo na tecnologia de monopropelentes. Combinando oxigênio com hidrogênio e nitrogênio, ele permite uma decomposição altamente exotérmica. Embora seja sólido em sua forma pura, para uso como monopropelente, ele requer dissolução em água. Esta solução aquosa tem uma densidade de $1,523\text{ g/cm}^3$, e o impulso específico pode variar entre 200 e 265 segundos, dependendo de sua concentração na solução e da mistura com alguns combustíveis orgânicos. Uma característica importante a ser considerada é que ele se decompõe lentamente quando armazenado o que aumenta sua vida útil. Apesar disso, sua toxicidade e incompatibilidade com muitos metais exigem cuidados especiais no manuseio e armazenamento, tornando-o um desafio em termos de segurança e compatibilidade de materiais. Essas características fazem do Nitrato de Hidroxilamônio uma opção potencialmente poderosa, mas que requer considerações cuidadosas para seu uso efetivo como monopropelente.

Propelentes Hipergólicos

Os propelentes hipergólicos oferecem uma vantagem significativa em sistemas de propulsão de foguetes devido à sua capacidade de ignição espontânea, eliminando a necessidade de um sistema de ignição dedicado. Embora um sistema de ignição não seja um recurso particularmente problemático, sua eliminação é geralmente desejável, pois simplifica o sistema de propulsão. Todos os propelentes de foguetes devem ser facilmente inflamáveis e ter um pequeno atraso de ignição para reduzir o risco potencial de explosão durante a partida. As misturas hipergólicas são frequentemente utilizadas para iniciar a combustão de propelentes não hipergólicos. No entanto, um aspecto a ser considerado é que esse tipo de propelente pode gerar uma forma de instabilidade de alta frequência durante a combustão, conhecida como "popping". Esse fenômeno ocorre quando gotículas de combustível ou oxidante, formadas durante a atomização dos propelentes, queimam de maneira explosiva, criando pequenas detonações. As ondas de choque geradas por esse processo podem se propagar pelo foguete, gerando uma instabilidade de alta frequência,

o que representa um desafio técnico significativo no design e operação de sistemas de propulsão que utilizam propelentes hipergólicos.

Alguns propelentes hipergólicos notáveis: Hidrazina pura e hidrazina hidratada ($\text{H}_6\text{N}_2\text{O}$) formam misturas hipergólicas quando combinadas com peróxido de hidrogênio. Segundo Sutton (SUTTON; BIBLARZ, 2000), tetróxido de dinitrogênio (N_2O_4) é utilizado no sistema de manobra orbital da *Space Shuttle* e é o oxidante estocável (não criogênico) mais comum utilizados nos Estados Unidos da America (EUA) - esse oxidante é hipergólico quando misturado com uma ampla gama de combustíveis. UDMH (*unsymetric dimethylhydrazine*) foi utilizado com tetróxido de dinitrogênio no sistema de controle de rolamento do VLS-1 (PALMERIO, 2017).

Hidrocarbonetos e outros combustíveis orgânicos

Os combustíveis orgânicos no setor aeroespacial representam uma alternativa promissora devido à sua composição, que é predominantemente de carbono e hidrogênio. Exemplos como metano, álcoois, gasolina, querosene e outros já foram explorados como propelentes para veículos aeroespaciais. Um dos principais desafios no uso desses combustíveis é a padronização de sua pureza e das propriedades físicas, que podem variar significativamente. Apesar desses desafios, os combustíveis orgânicos são atraentes por serem mais baratos, menos poluentes que a hidrazina e seus derivados, e por oferecerem alta performance. No entanto, ao utilizar esses tipos de propelentes, dois efeitos críticos devem ser considerados: o coking e o sulfur attack. O coking refere-se à deposição de carbono nos canais de refrigeração do motor, o que pode prejudicar a eficiência da troca de calor e, eventualmente, levar à falha estrutural do motor. Por outro lado, o sulfur attack é um problema particularmente associado a combustíveis orgânicos derivados de plantas, como o etanol de cana-de-açúcar, que podem conter traços de enxofre. Essas impurezas podem causar corrosão e aumentar a rugosidade nas paredes do canal de refrigeração, aumentando o risco de falha estrutural do motor. Portanto, embora os combustíveis orgânicos ofereçam várias vantagens, seu uso exige uma consideração cuidadosa dos desafios técnicos associados.

Propelentes Criogênicos e Estocáveis

Propelentes Estocáveis: Os propelentes estocáveis representam uma categoria crucial de compostos químicos na indústria aeroespacial, caracterizados pela sua capacidade de serem armazenados e utilizados em temperatura ambiente. Conforme destacado por Palmério (PALMERIO, 2017), a hidrazina e seus derivados são os combustíveis mais comumente utilizados nesta categoria. Os oxidantes estocáveis incluem ácido nítrico (HNO_3), tetróxido

de nitrogênio e peróxido de hidrogênio. Uma consideração importante no uso de derivados de nitrogênio, como a hidrazina, é a sua alta toxicidade, o que exige cuidados especiais para evitar vazamentos durante o armazenamento. Estes propelentes são amplamente utilizados em mísseis lançados do solo, pois podem permanecer prontos para uso por muitos anos. Um exemplo notável de sua aplicação é nos lançadores de satélites soviéticos, que foram baseados em mísseis e utilizaram esse tipo de combustível, assim como a família de foguetes Ariane até o Ariane 4. Além disso, combustíveis orgânicos e hidrocarbonetos também são classificados como propelentes estocáveis, oferecendo versatilidade e praticidade para diversas aplicações na exploração espacial e em sistemas de defesa.

Propelentes Criogênicos: Os propelentes criogênicos são essenciais na tecnologia de foguetes, caracterizados pela necessidade de serem mantidos em temperaturas extremamente baixas para permanecerem no estado líquido. Exemplos comuns de propelentes criogênicos incluem hidrogênio líquido (LH_2), oxigênio líquido (LO_2) e flúor líquido (LF). A mistura de LH_2 com LO_2 é particularmente notável por seu alto valor de impulso específico de 430 segundos. No entanto, a baixa densidade do hidrogênio líquido (0.071 g/cm^3) limita sua viabilidade como propelente para estágios inferiores de foguetes devido ao grande volume necessário para armazená-lo. Uma questão técnica importante associada aos propelentes criogênicos é o resfriamento da parede do tanque para temperaturas muito abaixo da temperatura ambiente do ar. Isso resulta na condensação de umidade na parte externa do tanque e, frequentemente, na formação de gelo antes do lançamento. O gelo é indesejável, pois aumenta a massa inerte do veículo e pode causar mau funcionamento das válvulas. Além disso, durante o voo inicial, pedaços de gelo que se desprendem ou se quebram podem danificar o veículo.

2.2.2 Tanques de Propelente

São os reservatórios, muitas vezes feitos de alumínio ou materiais compostos, abrigam os propelentes líquidos - um combustível e um oxidante. Eles são projetados para suportar as exigências de pressão e temperatura ao longo de uma missão, muitas vezes incorporando defletores para contrabalançar a movimentação do propelente que poderia comprometer a estabilidade do foguete.

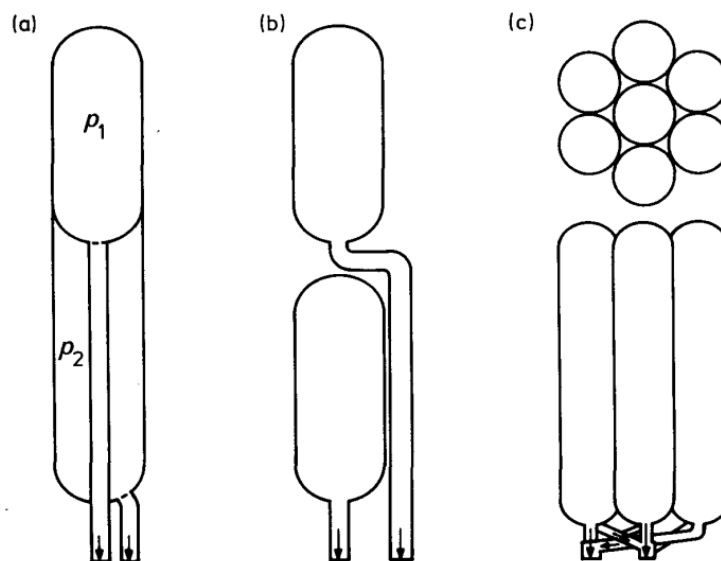


FIGURA 2.4 – Diferentes arranjos de tanques de propelente. Fonte: (CORNELISSE *et al.*, 1979)

Segundo Cornelisse (CORNELISSE *et al.*, 1979) para uma dada quantidade de propelente, um tanque esférico permite o armazenamento de modo a minimizar seu peso. Todavia, por restrições em seu diâmetro, comumente são utilizados tanques cilíndricos em disposições similares às apresentadas na figura 2.4. Nesse contexto, na disposição da figura 2.4(a) há economia de peso pois se utiliza a tampa inferior do tanque sob pressão p_1 como tampa superior do tanque sob pressão p_2 - nesse caso p_1 deve ser maior que p_2 ou as cargas estruturais podem causar deformações na base do tanque superior. Apesar disso, a disposição representada em 2.4(b) é mais simples e barata de ser produzida e, mesmo sendo mais pesada, é utilizada com mais frequência. Em veículos como o *Saturn IB* um arranjo com múltiplos tanques foi utilizado, conforme mostrado na figura 2.4(c).

Nos MFPLs, os tanques desempenham um papel crucial não apenas na armazenagem do propelente, mas também na integridade estrutural do veículo. Em muitos designs, as paredes dos tanques de propelente são também as paredes externas do foguete, necessitando fornecer a resistência estrutural suficiente para suportar as forças de aceleração e o aquecimento causado pelo arrasto aerodinâmico. Tanques mais curtos são preferíveis por razões de força e eficiência de peso.

Em sistemas de alimentação que utilizam tanques pressurizados, a pressão dentro dos

tanques de propelente deve ser maior que a pressão na câmara de combustão, considerando as perdas nas tubulações e no injetor. Já em sistemas que empregam bombas, pode-se usar uma pressão menor nos tanques, desde que seja suficiente para evitar a cavitação nas bombas.

A quantidade total de combustível a ser considerada inclui o volume de propelente usado para propulsão, o volume remanescente nos tanques e dutos, bem como no sistema de refrigeração após o desligamento, o volume de propelente evaporado e o volume de *ullage* (volume do tanque ocupado por gás).

Além disso, o fenômeno de sloshing, ou movimentação do propelente dentro do tanque devido ao movimento do veículo, pode causar instabilidade, aumentar as cargas estruturais e levar à mistura de gás com líquido. Para mitigar esses efeitos, defletores são instalados nos tanques, reduzindo o movimento do fluido e contribuindo para a estabilidade e segurança do foguete.

2.2.3 Sistema de Alimentação

É o sistema que conduz o propelente dos tanques para a câmara de combustão, é composto por tanques de pressurização, válvulas, tubos e turbobombas. As válvulas arbitram o fluxo de propelente, enquanto as turbobombas ou os tanques de pressurização aumentam a pressão do propelente para garantir um fluxo contínuo para a câmara de combustão, sustentando assim o processo de combustão.

Pressurização por tanque de gás: É uma das formas mais simples de se pressurizar o propelente em um motor foguete. Consiste na presença de um tanque com gás inerte (geralmente N_2 ou Hélio) a alta pressão conectado por válvulas ao tanque de propelente. Na medida em que o propelente é jogado para a câmara de combustão, as válvulas permitem que o gás do tanque de pressurização entre no tanque de propelente empurrando o líquido de forma controlada.

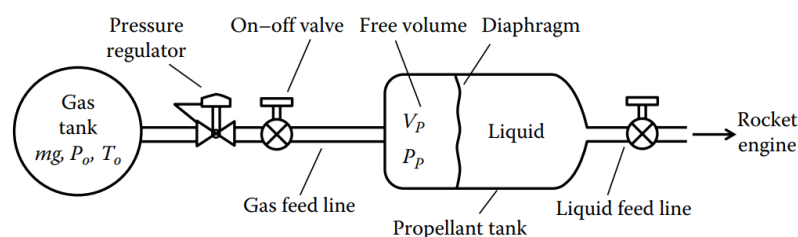


FIGURA 2.5 – Esquema de sistema de alimentação com pressurização por tanque. Fonte: (MISHRA, 2017)

A utilização de tanques de gás pressurizante em sistemas de alimentação de foguetes

oferece vantagens significativas, especialmente em motores de foguetes de pequeno empuxo e voos de curta duração, devido à sua simplicidade e confiabilidade. Comparado com outras formas de pressurização, este sistema se destaca pela facilidade de implementação e menor complexidade. No entanto, um desafio inerente a este método é a limitação da pressão na câmara de combustão. Pressões muito altas na CC exigem pressões ainda maiores nos tanques de gás e de propelentes, o que, por sua vez, aumenta a massa necessária para atender aos requisitos estruturais desses tanques. Esse aumento de massa pode ser um fator limitante em termos de eficiência e desempenho do foguete. Contudo, como apontado por Mishra em 2017, os avanços recentes no desenvolvimento de novos materiais leves e resistentes a altas pressões têm permitido uma utilização mais ampla de tanques de gás pressurizante.

Pressurização por bombas: Uma máxima da ciência de foguetes é que quanto maior a pressão na câmara de combustão, maior a eficiência do foguete. Isso fica claro quando entende-se que quanto maior a pressão na câmara maior a força de empuxo gerada por massa de gás formado durante a combustão. Dessa forma, o desenvolvimento de MFPLs que trabalham em pressões muito altas suscitou a necessidade de utilização de algum sistema que não precisasse de uma compensação mássica como aquele utilizado por tanques de pressurização - assim, foi desenvolvido o sistema de pressurização por bombas.

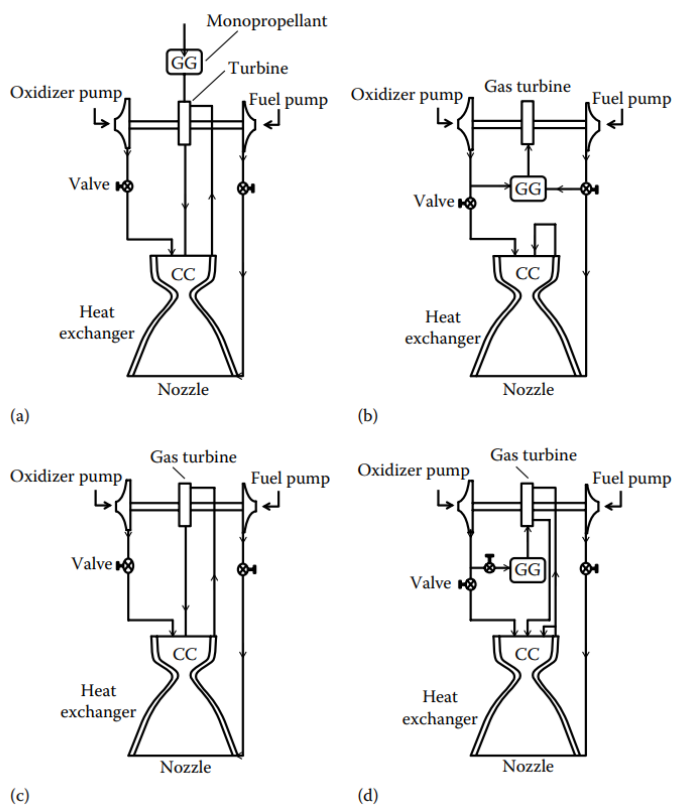


FIGURA 2.6 – Diferentes ciclos de pressurização por bomba. Fonte: (MISHRA, 2017)

A utilização de bombas e turbinas no sistema de alimentação de foguetes representa um avanço significativo na tecnologia de propulsão espacial. Atualmente, a forma mais comum de bombas utilizadas em foguetes são as turbobombas, que se caracterizam por terem uma turbina como fonte motriz. Essas turbobombas são amplamente utilizadas em veículos espaciais, mísseis de longo alcance e em sistemas de melhoria de performance de aeronaves, devido às suas vantagens significativas, como maior flexibilidade operacional, capacidade de alcançar altos valores de pressão, menores requisitos de volume e uma excelente relação potência/peso.

Os sistemas de alimentação por bomba podem ser classificados em quatro categorias principais, baseadas na configuração da turbina e da bomba, bem como na descarga de gases formados durante a combustão: (a) monopropelente, (b) bipropelente, (c) expansivo e (d) combustão estagiada.

- (a) **Ciclo Monopropelente:** Este é o mais simples dos ciclos. Nele, o monopropelente é injetado no gerador de gás (GG) como um spray, podendo ser ignitado com o auxílio de um propelente sólido. A decomposição do monopropelente gera gases de alta temperatura e pressão que acionam a turbina, que por sua vez ativa as bombas. Os gases de exaustão da turbina são então expandidos até a pressão ambiente em uma tubeira separada.
- (b) **Ciclo Bipropelente:** Este é o ciclo mais comum em sistemas de pressurização por turbobombas. Aqui, os próprios propelentes do foguete são utilizados no gerador de gás, onde são ignitados para gerar produtos de combustão sob alta temperatura e pressão. Esses gases acionam a turbina, que ativa as bombas.
- (c) **Ciclo Expansivo:** Este ciclo não utiliza um gerador de gás e é frequentemente empregado quando se usa hidrogênio líquido (LH_2) como propelente. O hidrogênio aquecido, que passa pelo sistema de refrigeração para extrair calor da câmara de combustão, é expandido diretamente na turbina, ativando as bombas de propelente. Este hidrogênio é então queimado na câmara de combustão junto com o oxigênio líquido (LO_2).
- (d) **Ciclo de Combustão Estagiada:** Representa uma combinação dos ciclos bipropelente e expansivo. Neste ciclo, todo o combustível passa pelo gerador de gás, onde uma mistura rica é queimada, formando gases de alta temperatura e pressão. Estes gases acionam a turbina, ativando as bombas, e são expandidos novamente antes de serem utilizados para alimentar a câmara de combustão. A característica distintiva deste ciclo é a combustão sequencial, tanto no gerador de gás quanto na câmara de combustão, o que justifica o termo "combustão estagiada".

Turbobombas são excelentes engenhos que permitem que os propelentes sejam expelidos na CC mesmo quando essa opera sob altíssimas pressões o que garante um ganho de eficiência energética significativo ao MFPL. Todavia, o projeto desses componentes pode ser muito complexo pois é necessário garantir que não há vazamentos - que podem resultar em explosões - e evitar efeitos de cavitação que comprometem o desempenho do motor.

2.2.4 Sistemas de Refrigeração

O sistema de refrigeração em foguetes desempenha um papel crucial, especialmente considerando as extremas condições de temperatura e pressão envolvidas na combustão dos propelentes. Durante a queima, temperaturas da ordem de 3000 Kelvin são geradas na câmara de combustão, valores estes significativamente superiores à temperatura de fusão da maioria das ligas metálicas utilizadas na fabricação dessas câmaras. Isso implica que, sem um sistema de refrigeração eficaz, a integridade estrutural da câmara de combustão estaria em risco, já que a resistência dos materiais das paredes diminui significativamente em altas temperaturas.

Embora uma solução possível para este problema seja o uso de paredes mais espessas, isso vai contra um dos princípios fundamentais do design de foguetes, que é minimizar a massa do veículo para otimizar seu desempenho em condições operacionais específicas. Portanto, a implementação de um sistema de refrigeração eficiente é essencial para reduzir a temperatura das paredes da câmara de combustão e do bocal.

A parte mais vulnerável do motor de foguete é a garganta do bocal, onde as taxas de transferência de calor são uma ordem de magnitude mais altas do que na porção de saída do bocal de exaustão. Isso torna o design e a manutenção de um sistema de refrigeração não apenas uma questão de eficiência, mas também de segurança e viabilidade estrutural. A capacidade de gerenciar e dissipar o calor gerado durante a combustão é, portanto, um aspecto crítico no design de motores de foguetes, garantindo que eles possam operar de maneira segura e eficiente em condições extremas. Nos MFPLs modernos três tipos principais de sistemas de refrigeração podem ser citados: refrigeração regenerativa, refrigeração por filme/transpiração e refrigeração ablativa.

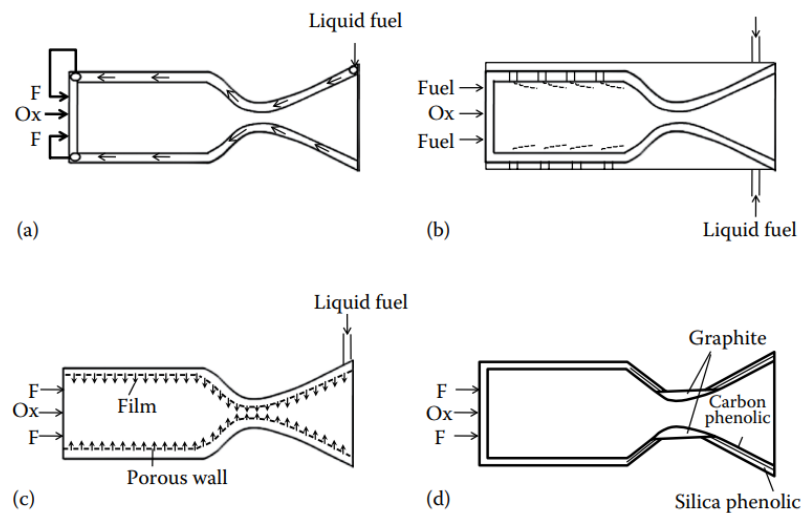


FIGURA 2.7 – Sistemas de refrigeração: (a) regenerativa, (b) filme, (c) transpiração e (d) ablativa. Fonte: (MISHRA, 2017)

Sistema de refrigeração regenerativa: Os sistemas de refrigeração regenerativa em foguetes representam uma abordagem inovadora e eficiente para gerenciar as altas temperaturas geradas durante a combustão. A principal vantagem desse sistema é a sua capacidade de aproveitar o calor retirado das paredes da câmara de combustão, utilizando-o para pré-aquecer o combustível antes de sua entrada na câmara. Este processo não só melhora a eficiência da combustão, mas também ajuda a reduzir o estresse térmico nas paredes da câmara, prolongando a vida útil do motor. No entanto, a implementação de sistemas de refrigeração regenerativa não é isenta de desafios. Eles são complexos de desenvolver e projetar, exigindo um alto nível de precisão e conhecimento técnico. Isso se dá pois o combustível flui através de canais internos às paredes da câmara de combustão e o processo de design e manufatura desses canais pode exigir muita complexidade uma vez que seu mal funcionamento pode prejudicar não só o alívio térmico da CC mas também sua integridade estrutural. Além disso, esses sistemas podem não ser a escolha ideal para motores que operam por períodos curtos ou que possuem baixo empuxo, devido à sua complexidade e ao custo adicional que representam.

Sistema de refrigeração por filme/transpiração: O sistema de refrigeração por filme é uma técnica utilizada em foguetes para proteger as paredes da câmara de combustão (CC) das altas temperaturas geradas durante a queima dos propelentes. Neste sistema, uma fina camada de combustível é injetada na parte interna da parede da CC. Essa camada de combustível, sendo mais rica do que a mistura ideal para combustão, queima de forma menos eficiente. Este processo resulta na formação de uma camada isolante que absorve calor dos gases quentes de combustão, protegendo assim as paredes da câmara. Como consequência, a temperatura do filme de combustível é significativamente mais baixa do que a temperatura de combustão no interior da CC. Esta abordagem é extremamente

eficaz para proteger a parede da câmara de empuxo dos gases quentes, direcionando o ar de refrigeração para a camada limite e fornecendo um filme protetor e resfriador ao longo da superfície. Este método não apenas melhora a eficiência do motor, mas também aumenta sua vida útil ao reduzir o estresse térmico nas paredes da câmara de combustão. A refrigeração por transpiração age de forma similar, porém com poros ao longo de toda a câmara de combustão, tubeira e bocal - é uma forma eficiente de refrigeração, porém há muitos desafios de projeto relacionados a fabricação desses poros de forma a manter a integridade estrutural do MFPL.

Sistema de refrigeração ablativa: O sistema de refrigeração ablativa é uma técnica cada vez mais utilizada em motores de foguetes, tanto em propulsores a combustível sólido quanto em motores líquidos. Este aumento na aplicação em motores líquidos é impulsionado pelo desenvolvimento de materiais ablativos mais eficientes. O princípio fundamental deste sistema é a utilização de um material de sacrifício, que é incorporado no interior das paredes da câmara de combustão e da tubeira. Durante o processo de combustão, os gases quentes e de alta pressão entram em contato com este material ablativo. Sob estas condições extremas, o material ablativo começa a se degradar ou a se desgastar de forma controlada. Este desgaste não é um efeito colateral indesejado, mas sim uma característica intencional do design, pois à medida que o material ablativo se decompõe, ele absorve e dissipa o calor excessivo, protegendo assim as estruturas internas do motor de foguete. Este método de refrigeração é particularmente valioso, pois oferece uma proteção eficaz contra as temperaturas extremamente altas geradas durante a combustão, garantindo a integridade estrutural e o funcionamento adequado do motor ao longo de sua operação.

2.2.5 Comparação entre as propulsões líquida e sólida

Desenvolvimento

Foguetes de propulsão sólida são mais simples - muitas vezes considerados tubos de câmara de combustão - e uma vez acesos queimam até que o propelente se esgote. Eles são diretos, mas menos flexíveis na operação. Por outro lado, foguetes de propulsão líquida são mais complexos devido à necessidade de bombas e tanques de armazenamento para seus propelentes, mas oferecem a vantagem de capacidades controle de empuxo e reignição, tornando-os mais versáteis, mas ao custo de maior complexidade no desenvolvimento.

Apesar de considerados mais simples, o desenvolvimento e a fabricação da tubeira em foguetes sólidos são considerados processos complexos. O desenvolvimento desse componente é crucial para a geração eficaz de empuxo e para o desempenho geral do foguete. Considerações-chave incluem a forma e o tamanho da tubeira, que são críticos para otimizar a expansão dos gases de escape e, conseqüentemente, o empuxo do foguete. Além

disso, os materiais utilizados devem resistir a altas temperaturas e ambientes corrosivos.

Similarmente, os componentes mais complexos de um foguete com propelente líquido, englobam os sistemas de injeção e combustão, juntamente com o sistema de alimentação de propelente. Os injetores, que introduzem propelentes na câmara de combustão, devem atomizar e misturar os propelentes de maneira eficaz para uma combustão eficiente, exigindo design e fabricação precisos. A própria câmara de combustão, onde ocorre o processo de queima, precisa suportar altas temperaturas e pressões, demandando materiais avançados e tecnologias de resfriamento. Além disso, o sistema de alimentação de propelente, requer bombas e válvulas capazes de fornecer propelentes nas taxas e pressões corretas, necessitando sistemas mecânicos e de controle intrincados.

Impulso Específico

O impulso específico é uma medida da eficiência da propulsão de foguetes, indicando o impulso (mudança de momento) por unidade de massa de propelente. Quanto maior o impulso específico, mais eficiente é o foguete. Foguetes com propelente líquido geralmente têm impulsos específicos mais altos em comparação com foguetes com propelente sólido devido à sua capacidade de carregar propelentes mais energéticos e ter processos de combustão mais eficientes. No entanto, motores a propelente sólido oferecem maior empuxo, tornando-os adequados para missões em que há necessidade de altos valores de aceleração do veículo, como no caso de alguns tipos de míssil.

Operação do Propelente

Uma desvantagem notável dos propelentes sólidos é sua susceptibilidade a rachaduras sob certas condições de temperatura. Flutuações de temperatura podem causar tensões térmicas levando a rachaduras no propelente. Essas rachaduras podem aumentar significativamente a área da superfície exposta à combustão, resultando em pressões mais altas na câmara durante a ignição. Se essas pressões excederem os limites de design do foguete, isso poderia levar a falhas catastróficas, incluindo explosões.

Por outro lado, uma das principais vantagens é a vida útil estendida; os propelentes sólidos podem ser armazenados por longos períodos sem degradação significativa no desempenho, tornando-os adequados para missões com cronogramas estendidos ou para aplicações militares onde a prontidão ao longo do tempo é uma prioridade.

As necessidades de refrigeração e a toxicidade associadas aos propelentes líquidos impactam significativamente o design, a operação e os protocolos de segurança dos sistemas do foguetes. Muitos propelentes líquidos requerem controle rigoroso de temperatura para permanecerem no estado líquido, necessitando de sistemas de refrigeração sofisticados.

Por exemplo, propelentes criogênicos como oxigênio líquido requerem a manutenção de temperaturas bem abaixo do ambiente, o que implica desafios de engenharia e operacionais complexos para garantir refrigeração constante durante as fases de armazenamento, transporte e uso. Por outro lado, a toxicidade de certos propelentes líquidos apresenta sérios riscos à vida humana. Propelentes como hidrazina ou tetroxido de nitrogênio são altamente tóxicos e exigem medidas de segurança rigorosas durante o manuseio e operação para evitar exposições que podem ser prejudiciais à saúde e ao meio ambiente. A necessidade de equipamentos especializados para manuseio, equipamentos de proteção e instalações de contenção complica ainda mais o paradigma operacional de foguetes de propulsão líquida.

TABELA 2.1 – Tabela de comparação entre as propulsões líquida e sólida

	Propulsão Líquida	Propulsão Sólida
Vantagens	Alto impulso específico Ajustável e controlável Fácil de iniciar e parar a propulsão Capacidade de usar uma ampla gama de propelentes	Desenvolvimento simplificado Menores custos de fabricação e manuseio Vida útil longa Permite lançamentos mais rápidos
Desvantagens	Sistema de encaimento e motor complexos Maior massa e complexidade do sistema Mais caro de desenvolver e manter	Não pode ser ajustado ou desligado Sujeito a trincas Desenvolvimento da tubeira é complexo

2.2.6 Uso da Propulsão Líquida em Foguetes de Sondagem

Os sistemas de propulsão líquida são aplicados em foguetes de sondagem devido à sua capacidade de controle e ajuste. A capacidade de ajustar o nível de empuxo e desligar o motor, se necessário, permite um controle preciso da trajetória do foguete, implantação de cargas úteis e coleta de dados.

A propulsão líquida também permite que foguetes sondagem alcancem altitudes e velocidades mais altas em comparação com sistemas de propulsão sólida. O alto impulso específico dos propelentes líquidos resulta em maior eficiência, permitindo tempos de queima mais longos e maior desempenho.

Por fim, a utilização de propulsão líquida em veículos de sondagem apresenta benefícios significativos em termos de segurança comparativamente à propulsão sólida. Um dos pontos centrais é a menor propensão para ignições indesejadas; enquanto os veículos a propulsão sólida exigem que o propelente seja instalado bem antes do lançamento, criando um período de vulnerabilidade maior para ignições acidentais, os sistemas de propulsão líquida permitem o abastecimento apenas minutos antes do voo. Esse procedimento não apenas minimiza o tempo de exposição a possíveis acidentes, mas também permite uma série de verificações e testes adicionais de segurança que podem ser conduzidos com o veículo em um estado não-abastecido, garantindo assim uma operação mais segura e controlada.

3 CONOPS: *Concept of Operations*

3.1 Missão

A missão primária do Foguete de Treinamento para o Centro de Lançamento de Alcântara (CLA) é atuar como uma plataforma de treinamento abrangente para as subdivisões de Telemetria (SDLM), de Segurança de Voo (SVO) e de Preparação para Lançamento (SDPL), aprimorando suas habilidades e procedimentos para garantir operações de lançamento contínuas.

Treinamento da Subdivisão de Telemetria: O foguete de treinamento deve ser projetado para simular um lançamento real para a equipe de Telemetria do Centro de Lançamento de Alcântara, promovendo proficiência no funcionamento e calibração de equipamentos de telemetria, como antenas e radares. Portanto, **é preciso que a arquitetura do foguete de treinamento permita a reprodução dos desafios de telemetria encontrados em voos reais**, de modo a auxiliar no refinamento dos processos de aquisição e análise de dados.

Treinamento da Subdivisão de Segurança de Voo: O foguete de treinamento será utilizado no treinamento da equipe de segurança de voo, especificamente no teste de dois sistemas: o Sistema Gráfico de Visualização (SISGRAF) e o Sistema de Terminação de Voo. Para um teste adequado do SISGRAF, **é necessário que o foguete tenha um tempo de voo mínimo e atinja um apogeu mínimo**, permitindo o acompanhamento preciso da trajetória do foguete e a visualização do ponto de impacto instantâneo. Essas informações são necessárias para que a equipe de segurança de voo tome decisões críticas, como a ativação do mecanismo de autodestruição do foguete. Por outro lado, o Sistema de Terminação de Voo, responsável por receber o comando de terminação de voo e iniciar o processo de autodestruição do foguete, **necessita de um alcance mínimo do foguete, além de tempos mínimos de voo e apogeu**, para ser testado devidamente. Além disso, **a arquitetura do foguete de treinamento deve incluir um sistema de recepção de comando de terminação de voo compatível com os sistemas do CLA.**

Treinamento da Subdivisão de Preparação e Lançamento: A SDPL tem o papel de fornecer apoio técnico e gerenciar as atividades de montagem, integração e lançamento de diversos veículos aeroespaciais, desde engenhos de pequeno porte até veículos lançadores de grande porte. Ela também é responsável pela montagem dos motores dos veículos, testes de cargas úteis e integração do veículo na plataforma de lançamento. Nesse contexto, **é preciso que o foguete de treinamento apresente dimensões mínimas para operar os motores dos equipamentos MGSE (Mechanical Ground Support Equipment) e deve ser lançado de casulo ou por trilhos, usando um sistema de garras de fixação.** Essa configuração ajuda a treinar as equipes operacionais na preparação da plataforma de lançamento, incluindo a instalação e ajustes dos trilhos e placas. Além disso, **o foguete de treinamento deve usar sistemas de propulsão híbrida ou líquida**, para proporcionar treinamento prático no manuseio desses sistemas de propulsão.

Viabilidade Logística e Econômica: A arquitetura do foguete de treinamento é simplificada para permitir operações logisticamente simples no Centro de Lançamento de Alcântara. A utilização de propelentes e materiais disponíveis localmente, bem como serviços regionais, é priorizada para garantir a viabilidade econômica. Esta abordagem prudente promove oportunidades de treinamento frequentes, mantendo as equipes prontas para a atividade fim da organização.

3.2 Cenário da Missão

O cenário da missão é necessário para delineamento das operações e metas do Foguete de Treinamento. Nesse contexto, a missão será executada a no Centro de Lançamento de Alcântara - internacionalmente conhecido por sua localização geográfica equatorial favorável e sua proximidade com o Oceano Atlântico, características que permitem um lançamento eficiente, em termos de propulsão, e seguro.

3.2.1 Local de Lançamento: Centro de Lançamento de Alcântara

Breve histórico: O Centro de Lançamento de Alcântara (CLA), localizado no Maranhão, Brasil, foi criado em 1983. A escolha de Alcântara como sede para este centro deve-se à sua localização estratégica próxima à linha do Equador, o que oferece vantagens significativas para o lançamento de satélites, especialmente os geossíncronos. A construção da base começou em 1982, e o CLA foi ativado oficialmente em 1º de março de 1983, com o objetivo de proporcionar apoio logístico e de infraestrutura para o desenvolvimento do programa espacial brasileiro. O CLA surgiu como uma alternativa ao Centro de Lançamento da Barreira do Inferno, no Rio Grande do Norte, cujo crescimento urbano limitava suas expansões.



FIGURA 3.1 – Centro de Controle do CLA. Fonte:(ESTADÃO, 2023).

A história do CLA é marcada por eventos significativos e desafios. O primeiro lançamento ocorreu em 21 de fevereiro de 1990, com o foguete de sondagem Sonda 2 XV-53. Um dos momentos mais trágicos foi a explosão do terceiro VLS-1 (Veículo Lançador de Satélites) em 22 de agosto de 2003. Este acidente representou um grande revés para o programa espacial brasileiro. Além disso, o CLA enfrentou desafios políticos e tecnológicos, incluindo restrições impostas pelos Estados Unidos ao programa de foguetes espaciais do Brasil, reveladas pelo WikiLeaks em 2011.

Atualmente, o CLA, também atuante como Centro Espacial de Alcântara (CEA), está se posicionando como um importante espaçoporto no cenário internacional de lançamentos espaciais. Um acontecimento recente e notável foi o lançamento realizado pela empresa sul-coreana Innospace. Este evento marcou um passo significativo para o Centro, demonstrando sua capacidade de hospedar operações de lançamento para clientes internacionais. A colaboração com a Innospace não apenas reforça a posição do Brasil no mercado global de lançamentos espaciais, mas também destaca o potencial estratégico do CLA, dada a sua localização próxima ao equador. Este desenvolvimento é um indicativo da crescente relevância do Centro no cenário espacial global, abrindo novas oportunidades para o Brasil no setor aeroespacial.



FIGURA 3.2 – Foguete HANBIT-TL da Innospace sendo colocado na área de lançamento. Fonte: (FAB, 2022).

Infraestrutura do Centro de Lançamento de Alcântara: O CLA compreende diversos prédios onde são elaboradas atividades de planejamento de lançamentos, montagem e teste de componentes de foguetes. Além disso, o Centro conta com antenas, radares - responsáveis pela captação de informações e rastreamento de veículos espaciais - e com a infraestrutura necessária para posicionar os foguetes antes do lançamento.

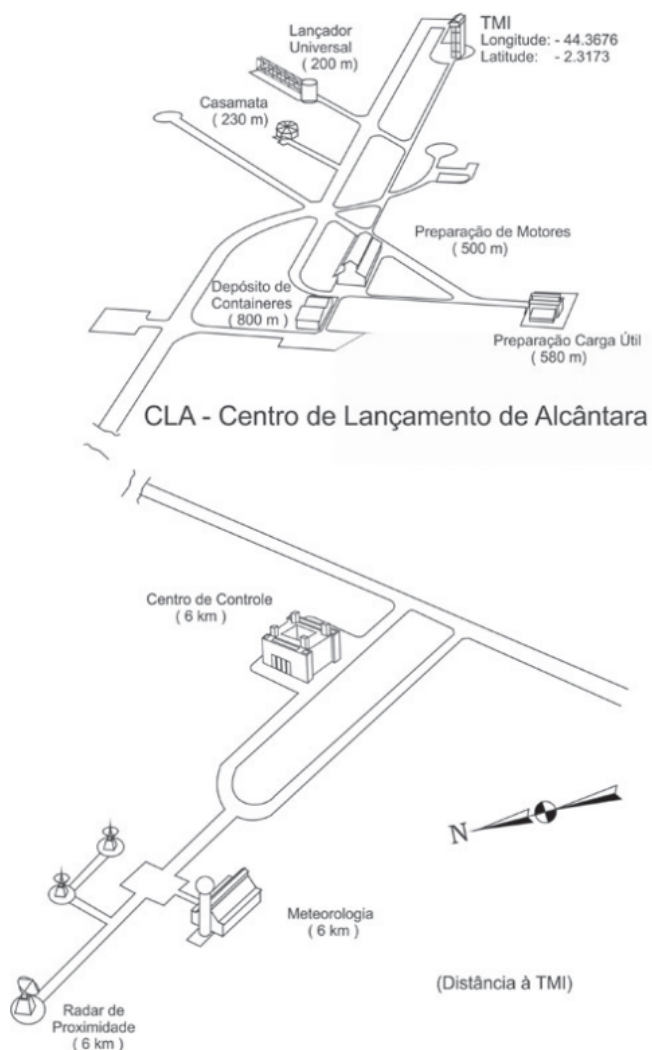


FIGURA 3.3 – Figura esquemática do Centro de Lançamento de Alcântara. Fonte:(PALMERIO, 2017).

- **Prédio de Preparação de Propulsores (PPP):** Indicado na figura 3.3 como Prédio de Motores, é uma estrutura pertencente a subdivisão de Preparação para Lançamento (SDPL) e onde ocorrem as atividades de montagem dos motores-foguete.
- **Prédio de Preparação da Carga Útil (PPCU):** Também pertencente a SDPL é onde ocorrem os testes e a montagem de cargas úteis de veículos de sondagem e orbitais.

- **Prédio de Carregamento de Propelente Líquido (PCPL):** Uma nova estrutura que surgiu por conta dos lançamentos internacionais de veículos que utilizam propelentes líquidos, é onde é feito o abastecimento dos tanques de propelente. Por ser uma edificação recente, não pode ser vista no esquema da figura 3.3.
- **Centro de Controle Avançado (Casamata):** Durante a atividade de lançamento, é a estrutura que abriga engenheiros e técnicos na área operacional, responsáveis pela segurança de área, preparação, montagem, transporte e integração dos veículos no lançador. É onde são tomadas as decisões de interrupção ou continuidade das atividades durante a cronologia de lançamento, com base nas informações emitidas pelos vários agentes e pela observação dos vários pontos de controle, por meio de câmeras de vídeo (PALMERIO, 2017).
- **Centro de Controle :** É o local onde são coordenadas todas as operações de lançamento e concentra profissionais responsáveis por estações remotas espalhadas por todo o CLA, pode ser visto na figura 3.1.
- **Meteorologia:** A Seção de Meteorologia (SMT) está subordinada a Subdivisão de Telemetria e tem um apoio significativo nas operações de lançamento, em que se realizam análises e avalia-se os comportamentos climáticos através de sondagens atmosféricas, fornecendo os dados das previsões meteorológicas necessárias às operações, além de ser um ponto (chave) na decisão de lançamento por parte da Segurança de Voo, dada a característica de cada veículo aeroespacial para as condições meteorológicas (CANTANHEDE, 2019).
- **Antenas:** O CLA possui 3 antenas sob sua custódia, sendo duas delas na base de Alcântara e uma em São Luís no Sítio da Raposa. As três antenas possuem o mesmo propósito de captar sinais na banda S (2.2 à 2.3 GHz) obtidos por sensores embarcados nos veículos lançados pelo centro, bem como acompanhamento de atividades satelitais.

Antena Stella: A antena mais próxima da plataforma de lançamento foi a primeira a ser instalada e é também a maior de todas, possui um diâmetro de cerca de 10 metros. Todavia, essa proximidade requer um esforço maior dos servomotores responsáveis pelo apontamento da antena durante a atividade de lançamento o que pode reduzir a vida útil do equipamento, principalmente se utilizado para acompanhar lançamentos com alta aceleração, como é o caso de alguns foguetes que utilizam propulsão sólida. Além disso, sua proximidade também faz com que os sinais captados pela antena sofram interferência da vegetação o que prejudica o acompanhamento do veículo durante os instantes iniciais da operação de lançamento.



FIGURA 3.4 – Antena Stella no CLA. Fonte: (FAB, 2020).

Antena Zodiac: Para acompanhar o lançamento em seus instantes iniciais, fez-se necessária a compra de outra antena, dessa vez posicionada em São Luís, no Sítio da Raposa. Essa antena, apesar de menor (cerca de 7 metros de diâmetro) apresenta uma operação com resultados similares aos obtidos pela antena Stella, pois é mais moderna. Além disso, por ser menor pode ser movimentada com mais rapidez e menos esforço dos servomotores até porque esta mais distante da área de lançamento o que reduz o ângulo de apontamento necessário para a recepção de sinais.

Antena Redu: A segunda antena presente em Alcântara surgiu da necessidade de redundância apresentada por uma parceria com a agência espacial alemã e tem um funcionamento similar à Stella.

- **Radars:** O CLA possui dois radares chamados Atlas e Adour, que foram modernizados em 2016. Os radares funcionam de forma independente, isto é, emitem um pulso eletromagnético que é refletido pela parte externa do foguete e captado novamente pelo radar - esse funcionamento é chamado de Eco de pele. O objetivo é obter informações de posição e velocidade do veículo lançado. Com essas informações o SISGRAF é capaz de fornecer o ponto de impacto instantâneo bem como uma estimativa do perfil da trajetória do foguete, informações cruciais para a Subdivisão de Segurança de Voo. Os radares também podem ser utilizados para acompanhar a trajetória de objetos em órbitas como satélites ou até a Estação Espacial Internacional.

Perfil da Missão: Esse tópico do CONOPS tratará sobre aspectos como apogeu, alcance, duração de voo e perfil da trajetória. Essas características serão analisadas levando-se em conta os requisitos para teste dos equipamentos das subdivisões de Telemetria, Segurança de Voo e Preparação e Lançamento. A coleta dessas informações foi feita juntamente com servidores do CLA que atuam nas subdivisões citadas anteriormente e possuem o conhecimento necessário para elencar as necessidades para a correta testagem dos equipamentos.

1. Apogeu:

- A subdivisão de Telemetria apontou uma **necessidade de apogeu superior ou igual a 5 km**. Essa necessidade surge para o treinamento de perda de designação - que consiste na capacitação do efetivo para a reaquisição do foguete após perda de contato com o radar. A perda de designação pode ser interpretada como uma situação em que o radar perde o rastreamento do alvo, que, no caso, seria o foguete. As causas para tal perda podem variar, incluindo condições atmosféricas adversas, interferências ou falhas no sistema de radar.
- A subdivisão de Segurança de Voo estabeleceu **uma necessidade de apogeu de mínimo de 5 km**. Esse requisito surge da necessidade de treinamento das equipes para a configuração e operação do SISGRAF, além do teste desse sistema.
- A subdivisão de Segurança de Voo também apresentou uma **necessidade de apogeu igual ou superior a 15 km**. Nesse caso, o apogeu superior permite o treinamento e capacitação das equipes para a Terminação de Voo, bem como o teste desse sistema.

2. **Alcance:** O único requisito de alcance foi apresentado pela subdivisão de Segurança de Voo, foi apresentada uma **necessidade de alcance igual ou superior a 10 km** para que o sistema de Terminação de Voo possa ser testado, bem como a operacionalidade das equipes.

3. Duração de Voo:

- A subdivisão de Telemetria apresentou uma **necessidade de tempo de voo maior ou igual a 50 segundos**. Esse requisito possibilita o rastreamento do foguete em modo Eco de Pele que consiste na reflexão do sinal emitido pelo radar na superfície externa do foguete e em seguida recepção do sinal refletido pela antena do radar.
- A subdivisão de Segurança de Voo também estabeleceu um **requisito mínimo de duração de voo de 50 segundos**. Essa característica é necessária para o treinamento das equipes responsáveis pelo SISGRAF e para teste do sistema.

- A subdivisão de Segurança de Voo também apresentou uma **necessidade de duração de voo de no maior ou igual a 120 segundos** para que pudesse ser testado o sistema de Terminação de Voo, bem como possibilitasse o treinamento das equipes envolvidas.
4. **Perfil da Trajetória:** O perfil da trajetória do foguete não foi explicitamente requisitado por nenhuma subdivisão. Todavia, outras necessidades que influenciam nessa característica foram estabelecidas. Além das necessidades de apogeu e alcance que estão diretamente relacionadas ao perfil da trajetória apresentado pelo foguete, a subdivisão de Telemetria estabeleceu uma **necessidade de tempo de queima de propelentes igual ou superior a 4 segundos** para que possa ser feito o treinamento do efetivo para o exercício da função de operador de posto ótico do radar e dos sistemas relacionados. Além disso, foi apontada a necessidade de que o foguete siga com certa precisão uma trajetória nominal pré-determinada para que o rastreamento executado pelo radar seja possível.

Carga Útil: A carga útil do foguete de treinamento consiste no sistema de transmissão que permitirá a interação com a subdivisão de Telemetria. Este sistema é responsável pela emissão de sinais que serão captados pelas antenas do Centro, fornecendo as informações necessárias para a análise e a avaliação da performance do foguete.

Fases-Chave da Missão:

1. Preparação Pré-Lançamento:

- Verificação e calibração dos sistemas de telemetria e segurança.
- Carregamento e validação do sistema de propulsão.
- Integração da carga útil e verificação da comunicação entre o foguete e o centro de controle.

2. Lançamento:

- Inicialização e lançamento do foguete a partir do lançador universal.
- Monitoramento da trajetória e comunicação contínua com a subdivisão de Telemetria.

3. Fase de Voo:

- Coleta e transmissão de dados de telemetria em tempo real.
- Avaliação da performance dos sistemas de segurança e de propulsão.

4. **Terminação de Voo:**

- Rastreamento e acompanhamento da trajetória do foguete.
- Teste do Sistema de Terminação de Voo.

3.3 **Ambiente Operacional**

Esta seção é dividida em três sub-áreas: Ambiente Físico, Ambiente Regulatório e Ambiente Operacional, cada uma delas descreve os diferentes aspectos e considerações necessárias para a realização bem-sucedida da missão.

Ambiente Físico:

- **Localização e Clima:** Alcântara apresenta um clima tropical equatorial, caracterizado por proporcionar uma janela operacional distinta, bifurcada entre as estações seca e úmida. O período de maior probabilidade de precipitação dura do início de janeiro ao final de junho, sendo seu pico em 6 de abril quando a chance de precipitação em um dia é de 88%. A estação seca, por sua vez, também dura 6 meses e vai do início de maio até o final de dezembro, sendo o mês de outubro o mais seco de todos. A estabilidade climática, principalmente durante a estação seca, minimiza as contingências atmosféricas que podem causar atrasos ou cancelamentos de lançamentos.
- **Temperatura:** A temperatura da cidade varia de 25 à 31 graus celsius, raramente é inferior à 24 ou superior a 33 graus celsius. Essa faixa de temperatura relativamente estreita simplifica os ensaios térmicos durante o projeto do foguete, que garantem o funcionamento do veículo nas condições térmicas previstas.
- **Vento:** Alcântara também apresenta ventos calmos, sua classificação na escala Beaufort indica brisas leves e calmas durante todo o ano, sendo o vento mais rápido ao final de outubro quando atinge 12,2 km/h. Essa é uma boa característica para centros de lançamento uma vez que grandes mudanças no ângulo de lançamento não são necessárias para compensar os efeitos de vento, bem como permite um voo mais estável e menos demandante dos sistemas de controle.
- **Condições de Lançamento:** Para o foguete de treinamento é prudente que não sejam feitos lançamentos em dias de chuva forte, uma vez que as gotículas de água que se aderem na parte externa do veículo podem mudar significativamente a posição de seu CG (Centro de Gravidade) de modo a comprometer a estabilidade do foguete. Isso ocorre pois, as dimensões de um foguete de treinamento são bem reduzidas quando

comparadas à de um veículo lançador, fazendo com que a presença dessas gotículas no exterior do foguete de treinamento causem mudanças relevantes na posição do centro de massa.

Ambiente Regulatório: As regulamentações ambientais são feitas pela própria Força Aérea em conjunto com os órgãos responsáveis (Ministério do Meio Ambiente), é um processo já bem conhecido pelo efetivo do CLA e não será um obstáculo para a operação do foguete de treinamento. Da mesma maneira, os regulamentos de segurança para o lançamento também já são de conhecimento da FAB e não serão um empecilho na hora do lançamento.

Ambiente Operacional: O lançamento será realizado a partir do lançador universal, localizado a aproximadamente 6 km do centro de controle no CLA.



FIGURA 3.5 – Foguete de Treinamento Intermediário no Lançador Universal. Fonte: (FAB, 2019)

3.4 Sequência Operacional

Pré-lançamento:

1. Design e Fabricação
 - Design do foguete, seleção de materiais e fabricação dos componentes.
 - Arranjo e integração do foguete, incluindo a instalação de motores, sensores e carga útil.
2. Testes
 - Testes estáticos do motor para validar o desempenho.
 - Testes de sensores e de comunicação.
 - Inspeções de segurança e conformidade com regulamentos.

3. Transporte e Abastecimento

- Transporte do foguete para o local de lançamento.
- Preparação do local de lançamento, incluindo a instalação de equipamentos de suporte ao solo.
- Abastecimento do foguete com propelentes líquidos.

Lançamento:

1. Ignição e Decolagem

- Ignição do motor e monitoramento dos parâmetros de desempenho.
- Decolagem e monitoramento contínuo dos sistemas do foguete.

2. Subida

- Monitoramento da trajetória de voo e desempenho do motor.
- Telemetria em tempo real.

Em Voo:

1. Coleta de Dados

- Coleta e transmissão de dados de telemetria.
- Monitoramento do desempenho do foguete feito pelos sensores embarcados.

Pós-Voo:

1. Análise de Dados e Revisão de Missão:

- Análise dos dados coletados durante a missão.
- Revisão da missão, identificação de lições aprendidas e recomendações para futuras missões.

3.5 Identificação de Stakeholders

Entidade Operadora do Foguete:

- **Centro de Lançamento de Alcântara (CLA):** Responsável pela operação do foguete, garantindo que todas as atividades de lançamento sejam executadas com segurança e eficiência.

Entidades Associadas ao CLA:

- **Subdivisão de Telemetria:** Responsável pelo monitoramento e transmissão de dados durante o voo.
- **Subdivisão de Preparação para Lançamento:** Envolvida na montagem, teste e transporte do foguete até o local de lançamento.
- **Subdivisão de Segurança de Voo:** Garante que todas as operações sejam executadas de acordo com os padrões de segurança estabelecidos.

Desenvolvimento do Projeto do Foguete:

- **Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE - DCTA):** Desenvolve o design e a engenharia do foguete, incluindo a seleção de materiais e tecnologias de propulsão líquida.

Fabricação de Componentes do Foguete:

- **Empresas de Usinagem Nacionais:** Fabricam peças e componentes específicos do foguete.
- **Empresas do Setor Aeroespacial:** Fornecem componentes críticos e suporte técnico para a fabricação do foguete.

Fornecedores de Propelente:

- **Empresas Nacionais:** Fornecem o propelente necessário para a operação do foguete.

4 Captura e Análise de Requisitos

Conforme visto na seção 2.1.2, a Fase A associada à captura e análise de requisitos requer que estes sejam coletados e listados em alto nível. Nesse sentido, este capítulo visa nortear o desenvolvimento do projeto, servindo como fonte para o alinhamento entre as necessidades do cliente (CLA) e as capacidades técnicas e operacionais disponíveis em solo nacional. Nesse contexto, duas vertentes que direcionam o desenvolvimento do foguete serão apresentadas: os Requisitos Operacionais e os Requisitos de Desenvolvimento.

Na seção de Requisitos Operacionais, serão abordadas as demandas específicas do CLA, considerando os treinamentos críticos para a manutenção e aprimoramento das competências dos colaboradores. A necessidade destes requisitos reside na capacidade do foguete de servir como uma plataforma eficaz para a realização de testes de equipamentos e simulações de cenários de lançamento, garantindo assim, a manutenção da excelência operacional do centro. Para a determinação desses requisitos foram feitas entrevistas com profissionais atuantes nas três subdivisões principais do CLA - Subdivisão de Telemetria, Subdivisão de Preparação e Lançamento e Subdivisão de Segurança de Voo - além da coleta de materiais prévios sobre o tema associado a foguetes de treinamento.

A seção de Requisitos de Desenvolvimento, por sua vez, é dedicada às condições necessárias para o êxito do projeto em suas múltiplas dimensões. Isso implica em uma análise da factibilidade do desenvolvimento tecnológico dentro do contexto nacional, a sustentabilidade econômica do projeto e a sua compatibilidade com as infraestruturas logísticas e operacionais já estabelecidas no CLA. Esses requisitos asseguram que cada etapa, desde o desenho inicial até a execução final, esteja alinhada com os objetivos estratégicos do centro e com as realidades práticas do contexto aeroespacial brasileiro.

4.1 Requisitos Operacionais

4.1.1 Necessidades da Subdivisão de Telemetria

1. **Treinamento para telemetria de artefatos espaciais:** Consiste no treinamento da equipe da estação de telemetria e no teste das antenas do centro para a capacidade

de recepção de informações enviadas pelo transmissor do foguete.

- Transmissor que opera na banda S (2,2 a 2,3 GHz) com codificador PCM, padrão de codificação IRIG-106.
2. **Treinamento de Rastreo por Posto Ótico:** Consiste no treinamento do operador de posto ótico para indicar a ignição do veículo após verificação ocular do acontecimento.
 - Tempo de queima maior ou igual a 4 segundos.
 - Foguete com comprimento maior ou igual a 3 metros.
 3. **Treinamento de perda de designação:** É o treinamento para reaquisição do veículo lançado após eventual perda de rastreo.
 - Apogeu maior ou igual a 5 quilômetros.
 4. **Treinamento para rastreo em modo Eco de pele:** Consiste no treinamento do operador do radar na função de trajetografia para rastreamento, atividade que garante o acompanhamento da posição e da velocidade do veículo lançado durante o voo, e no teste dos sistemas dos radares do Centro.
 - Tempo de voo superior a 50 segundos.
 5. **Treinamento para rastreo em modo Transponder:** Similarmente, consiste no treinamento do operador do radar na função de trajetografia para rastreamento, nesse caso, no modo transponder - que permite a comunicação entre o veículo e o radar de modo a aprimorar a atividade de rastreamento.
 - Transponder que opera na banda C (5,45 a 5,85 GHz) com potência de 50 Watts e sensibilidade mínima de -65 decibel milliwatt.

4.1.2 Necessidades da Subdivisão de Preparação e Lançamento

1. **Treinamento de montagem e integração com motores:** É o treinamento das equipes da SDPL que consiste na utilização do maquinário disponível para mover, integrar e montar as partes de um foguete.
 - Motor foguete com diâmetro maior ou igual a 127 milímetros.
 - Foguete com comprimento maior ou igual a 3 metros.
2. **Treinamento de preparação da plataforma de lançamento:** Consiste no treinamento que visa capacitar as equipes da SPDL para a preparação da plataforma de lançamento, com a instalação e ajustes dos trilhos e placas.

- O foguete dever ser lançado de casulo ou por trilhos, por meio da utilização de um sistema de garras de fixação no lançador.
3. **Treinamento de operação em sistemas eletrônicos:** Na realidade, a operação de sistemas eletrônicos consiste em três treinamentos - operação e teste de sistemas eletrônicos embarcados (sensores e transmissor) que consiste nos testes de enlace de telemetria, operação dos sistemas eletrônicos durante as cronologias de lançamento e a instalação e teste de sistemas umbilicais na plataforma de lançamento.
- Transmissor em Banda S, já especificado
 - Baterias dos sistemas embarcados
 - Kit MGSE (*Mechanical Ground Support Equipment*)
 - Kit EGSE (*Electrical Ground Support Equipment*)
4. **Treinamento para operação de lançamento com propulsão líquida ou híbrida:** Motores à propulsão líquida ou híbrida requerem procedimentos que precisam ser treinados como movimentação de propelente, abastecimento dos tanques de propelente, pressurização dos tanques de gás, etc.
- Utilização de propulsão líquida ou híbrida.

4.1.3 Necessidades da Subdivisão de Segurança de Voo

1. **Treinamento de operação do SISGRAF:** Consiste no treinamento da equipe responsável pela configuração do SISGRAF - sistema que permite o acompanhamento da trajetória do veículo lançado e a determinação de seu ponto de impacto instantâneo - e no teste desse sistema.
 - Tempo de voo superior a 50 segundos.
 - Apogeu superior a 5 quilômetros.
2. **Treinamento de terminação de voo:** É o treinamento da equipe e o teste do sistema responsável por encerrar o voo do foguete.
 - Tempo de voo superior a 2 minutos.
 - Apogeu mínimo de 15 quilômetros.
 - Alcance mínimo de 10 quilômetros.
 - Sistema de recepção de comando de terminação de voo compatível com os sistemas do Centro.

4.2 Requisitos de Desenvolvimento

4.2.1 Requisitos de Factibilidade de Desenvolvimento em Solo Nacional

1. **Utilização de tecnologias já desenvolvidas:** Essa preferência surge da necessidade de execução de um projeto rápido para que o foguete de treinamento fique disponível o mais cedo possível para o CLA. Além disso, a utilização de tecnologias já dominadas permite um projeto mais barato, uma vez que necessita de menos custos associados a pesquisa e desenvolvimento, bem como minimiza a chance de riscos técnicos.
2. **Preferência por componentes produzidos em território nacional:** Esse é um requisito que surge para evitar que embargos ou sanções atrasem o desenvolvimento do projeto o que pode aumentar muito seus custos e torná-lo inviável.

4.2.2 Requisitos de Viabilidade Econômica e Segurança Operacional

1. **Preferência por tecnologias baratas:** Esse requisito será levado em conta no capítulo 5 para a comparação entre diversas tecnologias associadas ao projeto do motor-foguete. Nesse contexto, não é necessário que o foguete de treinamento apresente grandes valores de eficiência propulsiva (característica associada ao impulso específico) ou complexos mecanismos de pressurização de modo a reduzir sua massa - pois os requisitos que definem a trajetória e a dinâmica de voo do foguete não são tão rigorosos. Portanto, é mais importante priorizar os custos de desenvolvimento e fabricação de modo desenvolver um foguete barato que seja capaz de cumprir a missão de treinamento.
2. **Preferência por tecnologias de rápido desenvolvimento:** Muito associado com alguns dos outros requisitos já citados aqui, a preferência por tecnologias de rápido desenvolvimento se dá por motivos de redução de custos e de tempo de desenvolvimento.
3. **Processo de fabricação simplificado:** Tendo em vista o uso frequente do foguete, é necessário que seu processo de fabricação seja simplificado de modo a reduzir o preço das unidades produzidas.

4.2.3 Requisitos de Alinhamento com Operação no Centro de Lançamento de Alcântara

1. **Alinhamento com desafios logísticos da base:** O CLA, como apresentado na seção 3.3 localiza-se a 20 km de São Luís e o transporte da capital até Alcântara é feito

por vias marítimas. Isso resulta em alguns desafios para o projeto e para a operação do foguete.

- O transporte do foguete de treinamento do local de fabricação até o Centro deve ser compatível com as capacidades da FAB.
 - O tipo de propelente utilizado deve ser escolhido de modo a reduzir complexidades operacionais associadas ao seu transporte e armazenamento.
2. **Utilização de propelentes acessíveis na região ou de simples transporte:** Essa necessidade surge principalmente por conta da possibilidade de utilização de propelentes criogênicos - uma vez que requerem complexos sistemas de refrigeração - o que pode tornar a operação de transporte inexecutável a longas distâncias. Portanto, caso seja definida a utilização de um propelente desse tipo é imprescindível que ele esteja disponível em localidades próximas ao Centro.
 3. **Preferência por utilização de propelentes que não sejam tóxicos:** A adoção de propelentes não tóxicos nesse projeto é indicada principalmente por conta da presença de moradores nos vilarejos próximos ao Centro. Propelentes tóxicos podem gerar contaminação ambiental e trazer riscos à saúde humana, aumentando as chances de desenvolvimento de câncer e doenças cardiovasculares como é o caso da hidrazina. Além de oferecerem um ambiente de trabalho mais seguro, propelentes não tóxicos também promovem eficiência operacional, com menores custos de armazenamento e transporte.

4.3 Considerações sobre os requisitos

Por meio da descrição dos treinamentos e listagem de requisitos é possível entender as necessidades associadas a cada subdivisão e também ao Centro como um todo. O requisito principal que motivou o desenvolvimento desse trabalho é descrito na subseção 4.1.2 onde estipula a necessidade de um foguete a propulsão líquida ou híbrida para que sejam treinados procedimentos específicos como abastecimento de tanques de propelente, checagem de injetores e do sistema de refrigeração. Essa necessidade se sobressai principalmente por conta da atual conjuntura do Centro de Lançamento de Alcântara, onde lançadores que utilizam esse tipo de propulsão serão lançados com cada vez mais frequência por empresas privadas - que utilizarão o Centro como um espaçoporto para a inserção de satélites em órbita. Nesse sentido, os recursos angariados desses lançamentos poderão se converter em mais investimentos para o setor aeroespacial brasileiro permitindo que, no futuro, veículos lançadores que utilizam propulsão líquida sejam desenvolvidos em solo brasileiro. Portanto, a melhoria dos serviços prestados pelo CLA e a expertise ganhada por meio

do treinamento com foguetes de propulsão líquida é de grande importância não só para lançamentos privados internacionais, mas também para o Programa Espacial Brasileiro.

5 Considerações sobre a Arquitetura do Sistema

Conforme explicado na seção 2.1.3 definição completa da arquitetura e design de um empreendimento aeroespacial - no caso desse trabalho do Foguete de Treinamento a Propulsão Líquida (FTPL) - está inserida no chamado projeto preliminar desse sistema. O projeto preliminar permite a execução de simulações bem como análises de viabilidade para determinar as tecnologias ideais para o emprego no foguete. Nesse sentido, o objetivo desse capítulo não é a definição completa da arquitetura a ser utilizada no FTPL, mas sim, uma análise em alto nível de quais tecnologias estariam mais propensas a serem utilizadas no projeto de modo a otimizar sua execução e reduzir seus custos. O capítulo foi dividido de forma que primeiramente são feitas as considerações sobre o subsistema de propulsão como escolha de sistema de pressurização, propelentes e escolha do sistema de refrigeração, mais tarde são apresentadas as considerações sobre o subsistema de orientação e por fim a consideração sobre o subsistema de carga útil.

5.1 Subsistema de Propulsão

5.1.1 Escolha do Sistema de Pressurização

Conforme explicado na seção 1.2.2.4 o Sistema de Pressurização, também conhecido como Sistema de Alimentação, é responsável pelo fornecimento adequado de propelentes à câmara de combustão. Nesse sentido, para que os gases expelidos pelo foguete gerem empuxo suficiente para acelerá-lo é necessário que a pressão na câmara de combustão seja muito alta quando comparada à pressão dos tanques de propelente. Dessa forma, um sistema de pressurização auxiliar é necessário para possibilitar a entrada dos propelentes na câmara de combustão. As duas principais tecnologias utilizadas para essa tarefa são a pressurização por tanque de gás pressurizante e a pressurização por bomba.

Utilização de pressurização por bomba: O maior benefício da utilização de bombas de

pressurização está na possibilidade de se reduzir o peso total do motor foguete, possibilitando o transporte de cargas úteis mais pesadas. Todavia, a utilização de bombas no projeto do FTPL adiciona muita complexidade, como aumento no risco de vazamentos, necessidade de mais processos (pré-combustão) e um projeto muito cuidadoso da bomba para evitar cavitação. Tendo em vista o aumento de complexidade que se traduz em maior custo e mais tempo de desenvolvimento a utilização de pressurização por bombas é inviável para o foguete de treinamento.

Utilização de tanque de gás pressurizante: Tanque de gás pressurizante é uma das tecnologias mais simples que possibilitam a pressurização dos propelentes. Nesse sentido, um gás - normalmente Hélio (He) ou Nitrogênio (N_2) - à alta pressão força o propelente líquido de forma bem controlada para a câmara de combustão. Segundo Cornelisse (CORNELISSE *et al.*, 1979), para motores pequenos e de operação curta o sistema de pressurização que utiliza tanques de gás pressurizante pode ser o mais adequado. Isso ocorre pois esse sistema além de mais simples, o que leva a um projeto mais curto e barato, também requer que a pressão na câmara de combustão seja menor o que se traduz em requisitos estruturais menos intensos. Para o projeto do foguete de treinamento para o CLA, a utilização de tanque de gás pressurizante permite um FTPL operacional disponível mais cedo e mais barato.

5.1.2 Escolha de Propelentes

A escolha do propelente a ser utilizado no projeto é de grande importância pois determina não só o grau de complexidade da câmara de combustão e dos demais sistemas auxiliares como também influencia na determinação do peso total do veículo de treinamento. Diversos tipos de propelentes existem e sua utilização varia com requisitos de segurança, custo, viabilidade e performance.

Utilização de bipropelentes hipergólicos: Conforme explicado na seção 2.2.1, combustíveis hipergólicos são aqueles que ignitam espontaneamente quando na presença de um oxidante. Além disso, foram citados alguns exemplos como hidrazina pura e hidrazina hidratada que quando misturadas com H_2O_2 formam uma mistura hipergólica. Tetróxido de dinitrogênio também foi apresentado como um oxidante que apresenta comportamento hipergólico com vários combustíveis. Nesse sentido, tanto a hidrazina quanto seus derivados e os demais propelentes hipergólicos apresentados são substâncias altamente tóxicas e carcinogênicas, a exposição ao vapor desses compostos pode causar queimaduras graves nos olhos, nariz boca e em todo o trato respiratório. Além dos danos a saúde, esses propelentes também pode causar contaminação do solo e corpos d'água quando expostos ao meio ambiente. Apesar da simplificação do subsistema de propulsão pela ausência do

sistema de ignição permitida pelo uso de propelentes hipergólicos, a complexidade em lidar com o problema de *popping* (apresentado em 2.2.1) somada aos possíveis malefícios à saúde humana e ao meio ambiente tornam esses propelentes inviáveis para o projeto do foguete de treinamento, pois não se alinham com os requisitos definidos nas seções 4.1 e 4.2.

Utilização de monopropelentes: O benefício na utilização de monopropelentes está na maior simplicidade do projeto e na diminuição da massa total do motor foguete, uma vez que pode-se eliminar completamente o sistema do oxidante. Porém, esses compostos precisam de um catalisador para que sua decomposição seja feita liberando energia e aquecendo os gases formados. Esse catalisador é uma peça crucial no projeto de um MFPL monopropelente e seu desenvolvimento costuma ser muito complexo e caro. Conforme visto na seção 2.2.1, hidrazina, peróxido de hidrogênio concentrado e nitrato de hidroxilamônio (HAN) podem ser utilizados como monopropelentes em foguetes. Apesar de apresentar um bom valor de impulso específico, cerca de 200 segundos, a utilização de hidrazina não é recomendada por conta dos riscos a saúde e ao meio ambiente associados a toxicidade dessa substância. A utilização de peróxido de hidrogênio, requer que essa substância esteja concentrada em aproximadamente 90% para que se obtenha um impulso específico de 154 segundos (Sutton, 2000). Todavia, para atingir valores aceitáveis de ISP é necessário que o propelente se decomponha com uma eficiência muito grande. Nesse sentido, seria preciso um catalisador muito eficaz o que torna inviável seu projeto, uma vez que o desenvolvimento desse dispositivo requer não só materiais caros como prata, platina e irídio mas também uma manufatura demasiadamente complexa. HAN pode atingir valores de ISP de 265 segundos quando misturado com alguns combustíveis orgânicos e na correta proporção em solução aquosa. Apesar da grande eficiência propulsiva e não gerar produtos de combustão tóxicos, o HAN em si é tóxico, corrosivo e incompatível com muitos metais tornando-o inviável para a utilização no projeto.

Utilização de propelentes estocáveis: A capacidade de ser estocável está relacionada a possibilidade de manter o propelente no estado líquido a temperatura ambiente. Essa é uma característica muito importante para o Centro de Lançamento de Alcântara, uma vez que a base é isolada de grandes centros urbanos, industriais e comerciais a necessidade de um sistema de refrigeração avançado para manter esses propelentes criogênicos armazenados geraria uma complexidade muito grande para a operação de treinamento. Os principais combustíveis estocáveis utilizados são Hidrazina e seus derivados e combustíveis oriundos de hidrocarbonetos como etanol e querosene. Oxidantes não criogênicos, por sua vez, são Peróxido de Hidrogênio, Tetróxido de Dinitrogênio e Óxido Nitroso. A combinação mais viável entre os propelentes citados é a de um combustível hidrocarboneto e Peróxido de Hidrogênio como oxidante, isso ocorre pois a Hidrazina já foi desqualificada para o projeto por conta de sua toxicidade e os oxidantes não escolhidos são utilizados

em motores foguete que utilizam hidrazina.

Utilização de hidrocarbonetos e outros combustíveis orgânicos: O Brasil é um grande produtor de etanol e o par LOX/etanol já foi muito estudado por pesquisadores e engenheiros do IAE, todavia a necessidade de utilização de oxigênio líquido, um oxidante criogênico, torna sua operação inviável para um foguete de treinamento em Alcântara. O ideal seria a utilização de um combustível hidrocarboneto que apresenta bom desempenho quando queimado com Peróxido de Hidrogênio.

Comparação entre diferentes combustíveis orgânicos

A partir das análises feitas para a escolha de propelentes, concluiu-se o par formado por Peróxido de Hidrogênio como oxidante e combustíveis orgânicos é o mais adequado para o foguete de treinamento. Nesse sentido, fez-se uma análise quantitativa do desempenho de diferentes combustíveis orgânicos, a saber: querosene de aviação (Jet-A), querosene para foguetes dos EUA (RP-1), gasolina (C_8H_{18} , foi considerada isoctano para a simulação) e etanol (C_2H_6O). Essa análise foi feita utilizando-se o software CEA (*Chemical Equilibrium with Applications* - Equilíbrio químico com aplicações) do Instituto de Pesquisa *Lewis* da NASA. O objetivo é analisar o desempenho de diferentes razões de mistura oxidante-combustível para cada um dos combustíveis citados, os parâmetros de interesse são: temperatura da câmara de combustão e impulso específico. Para gerar simulações foi estabelecida uma concentração de 95% de pureza para o Peróxido de Hidrogênio e uma pressão na câmara de combustão de 10 bar. O grau de concentração do oxidante e a pressão na câmara de combustão utilizados tem a função apenas de auxiliar na comparação entre o desempenho dos combustíveis e não indica que esses valores devam ser utilizados no projeto. A escolha de 10 bar para a pressão de câmara partiu de uma aproximação dos valores utilizados em outros projetos de foguetes a propelente líquido de pequeno porte que utilizam o sistema de pressurização por tanques, como o foguete Momo da *Interstellar Technologies Inc.* e o projeto de MFPL de 25kN desenvolvido em Bahdur (2019).

Na figura 5.1 podemos ver que os picos de impulso específico (ISP) atingem valores parecidos para todos os combustíveis analisados, no caso do etanol a razão de mistura que apresenta melhor ISP acontece quando utiliza-se 4 partes em massa de oxidante para 1 parte em massa de combustível. Todavia, para os demais combustíveis analisados a razão de mistura ótima acontece quando utiliza-se 6 partes em massa de oxidante para 1 parte de combustível. Também é possível analisar que a diferença entre os valores máximos de ISP entre os combustíveis analisados é pequena - o etanol apresenta um ISP máximo de 212 segundos enquanto os demais apresentam um impulso específico máximo de 216 segundos.

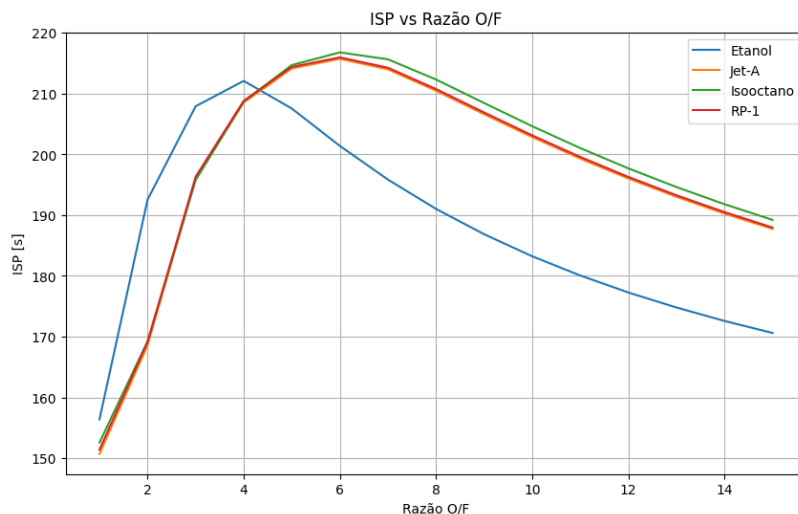


FIGURA 5.1 – Impulso Específico de diferentes combustíveis orgânicos combinados com Peróxido de Hidrogênio 95%.

Na figura 5.2 pode-se analisar a temperatura de combustão para os diferentes propelentes. Enquanto o etanol atinge uma temperatura de combustão de aproximadamente 2750 K, os demais combustíveis apresentam uma temperatura superior, cerca de 2900 K. A análise da temperatura de combustão é de grande importância pois relaciona-se diretamente com o sistema de refrigeração que será necessário para o projeto, um sistema que pode influenciar consideravelmente no prazo total de desenvolvimento do foguete de treinamento.

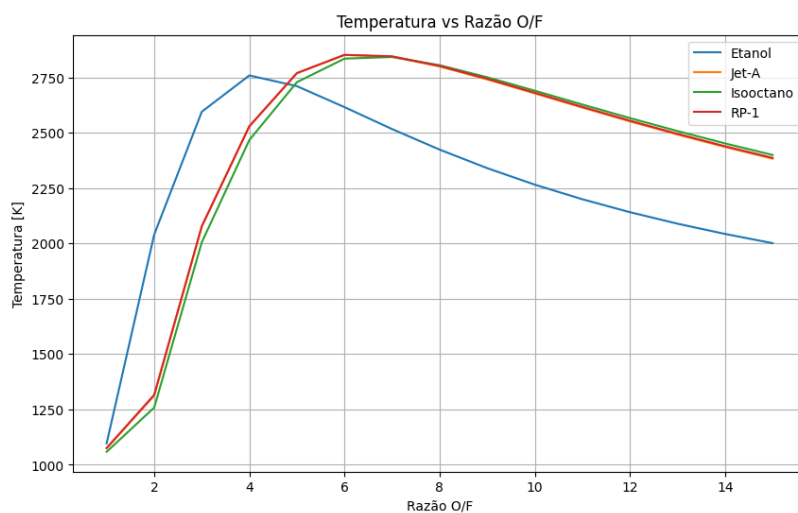


FIGURA 5.2 – Temperatura de Combustão para diferentes combustíveis orgânicos combinados com Peróxido de Hidrogênio 95%.

Após esse breve estudo do desempenho de diferentes propelentes podemos fazer algumas inferências a respeito do melhor combustível para o projeto. O etanol apresentou um valor de ISP considerável e também uma temperatura máxima de combustão menor do que a dos demais combustíveis. Isso significa que esse combustível pode gerar um impulso

comparável aos demais sem submeter a câmara de combustão a temperaturas tão elevadas. Todavia, a diferença entre os valores máximos de temperatura apresentados não é tão alta de modo a permitir que outros aspectos entrem em consideração - como a disponibilidade do combustível no CLA, facilidade de armazenamento e etc. Nesse sentido, é importante ressaltar que o propelente Jet-A fica disponível no Centro por sua utilização como combustível de aeronaves, portanto a facilidade logística associada ao seu uso no foguete de treinamento pode ser um ponto forte a ser considerado.

5.1.3 Escolha do Sistema de Refrigeração

A presença de um sistema de refrigeração para as paredes da câmara de combustão, bem como tubeira e bocal de saída é de extrema importância por conta das elevadas temperaturas obtidas durante a queima dos propelentes. Conforme visto na subseção 5.1.2 a temperatura dos gases na câmara de combustão pode alcançar valores de 2900 Kelvin (2626,8 °C), um valor que pode comprometer significativamente a integridade estrutural da câmara e dos demais componentes do subsistema de propulsão. Na seção 1.2.2.4 são apresentadas 3 formas de refrigeração, a saber: refrigeração regenerativa, refrigeração por filme/transpiração e refrigeração ablativa.

Utilização de refrigeração regenerativa: Segundo Sutton (SUTTON; BIBLARZ, 2000), refrigeração regenerativa é a técnica primária utilizada em câmaras de motores bipropelentes que geram de médio a alto empuxo. É uma das formas mais efetivas de refrigeração uma vez que o calor absorvido pelo propelente é quase totalmente reaproveitado na câmara de combustão (Cornelisse, 1979). Apesar de ser uma excelente forma de refrigeração e muito utilizada na indústria aeroespacial - em décadas passadas no veículo *Saturn V* e hoje em motores do *Falcon 9* - essa não é uma tecnologia muito indicada para motores pequenos de missões curtas uma vez que seu desenvolvimento pode ser excessivamente complexo envolvendo a utilização de bombas para recuperar a pressão perdida no processo de refrigeração.

Utilização de refrigeração por filme/transpiração: Segundo Cornelisse (CORNELISSE *et al.*, 1979), a refrigeração por filme é a que permite os designs mais simples de câmara de combustão e tubeira. Nesse tipo de refrigeração o propelente é injetado ao longo das paredes da câmara de combustão o que resulta na formação de uma camada limite entre a parede da câmara e os gases quentes gerados pela combustão. Por permitir um projeto mais simples dos componentes do subsistema de propulsão e tendo em vista o funcionamento de curto período do foguete de treinamento essa é a forma mais indicada de refrigeração para ser utilizada no projeto.

Utilização de refrigeração ablativa: O sistema de refrigeração ablativa é mais comum

em motores que utilizam propulsão sólida, apesar disso sua utilização com propulsão líquida tem se tornado mais comum na medida em que materiais ablativos mais eficientes são desenvolvidos. Alguns desses materiais são resinas do tipo epóxi, poliésteres insaturados, resina fenólica em conjunto com fibras de vidro e de carbono e entre outros. A utilização de refrigeração ablativa é utilizada em veículos de propulsão líquida em sistemas de baixa pressão na câmara de combustão e de operação curta, sua utilização pode ser viável no projeto, mas tendo em vista o conhecimento já desenvolvido em sistemas de refrigeração por filme no IAE, esse tipo de refrigeração é mais indicado.

5.2 Subsistema de Orientação

Conforme explicado na seção 1.2.2.2 o foguete de treinamento vai ser estabilizado por controle passivo, isto é, por rolamento induzido e aerodinamicamente, isso significa que não são utilizados atuadores responsáveis por mudar a inclinação das empenas do foguete - o que resulta na mudança de sua atitude, para fins de correção de trajetória. Nesse sentido, as informações coletadas pelo sistema de navegação inercial não são utilizadas para o controle do foguete, mas são transmitidas para a Subdivisão de Telemédidas que acompanha o desempenho do foguete durante seu lançamento. Essas informações também são repassadas para a Subdivisão de Segurança de Voo. Além do sistema de navegação inercial, conforme explicado na seção 4.1, é necessário que o foguete transmita sua posição e velocidade obtidas a partir de uma unidade GNSS, essas informações são redundantes com aquelas adquiridas pelos radares do centro e sua importância reside no fato de que veículos lançadores comerciais também utilizam sistemas desse tipo para rastreamento de trajetória.

5.2.1 Escolha de Unidade de Medida Inercial

Uma Unidade de Medida Inercial (IMU, *Inertial Measurement Unit*) é um dispositivo eletrônico formado por acelerômetros, giroscópios e, em alguns casos, magnetômetros. É o componente responsável por adquirir informações de posições angulares relativas a um sistema inercial de coordenadas e também informações de acelerações inerciais lineares (PALMERIO, 2017). Conforme explicado na seção 4.1 o IMU a ser utilizado no foguete de treinamento não precisa ser muito sofisticado, foi sugerido por engenheiros do centro que dispositivos utilizados em aeromodelos seriam capazes de adquirir as informações necessárias para a Subdivisão de Telemédidas. Uma análise mais aprofundada das especificações necessárias de uma IMU a ser utilizada no foguete de treinamento pode ser obtida após o desenvolvimento do projeto preliminar do foguete, onde seria possível obter estimativas das acelerações do veículo e da rotação induzida para sua estabilização passiva. Todavia,

tendo em vista os requisitos de apogeu máximo e de tempo mínimo de voo, somados a característica intrínseca de foguetes que utilizam propulsão líquida de apresentarem acelerações mais brandas que aqueles à propulsão sólida, é plausível a afirmação de que um sistema de navegação inercial utilizado em aeromodelos seja adequado para o foguete - indicando que o valor necessário para a compra desses dispositivos não impactaria significativamente nos custos de desenvolvimento e fabricação.

5.2.2 Escolha de Sistema GNSS

Um sistema GNSS (*Global Navigation Satellite System*) descreve uma constelação de satélites que fornece informações de tempo e posição. Nesse contexto, um receptor GNSS é composto por uma antena e uma placa responsável por decodificar os sinais recebidos pelos satélites - receptores comuns, como os utilizados em carros e celulares apresentam uma acurácia de 2 a 10 metros. A utilização desse sistema para obter informações de posição e velocidade de foguetes de sondagem foi estudada em Junqueira (ENDERLE *et al.*, 2000) e resultados satisfatórios foram obtidos para testes que simulam a rotação em veículos estabilizados passivamente. Assim como no caso da unidade de medida inercial, um receptor GNSS não é um dispositivo caro e sua utilização no foguete de treinamento permitirá um contato mais próximo da equipe do CLA com procedimentos realizados em lançamentos comerciais. Além disso, a informação adicional de posição e velocidade obtida pelo receptor atua de forma redundante com o rastreamento realizados pelos radares de modo a tornar toda a operação de lançamento mais confiável e segura.

5.3 Subsistema de Carga útil

5.3.1 Escolha de sistema de transmissão

Conforme indicado na seção 4.1, para a correta testagem das antenas do CLA, é necessário um transmissor que atue na faixa de frequência de 2.2 a 2.3 GHz (banda S) com codificar PCM padrão de codificação IRIG-106. Transmissores desse tipo são facilmente encontrados a venda para aplicações aeroespaciais, desde utilizações em veículos lançadores até em cubesats. Ainda na seção 4.1 foi indicada a necessidade de um transponder em banda C para a testagem dos sistemas dos radares do centro. Todavia, um equipamento desse tipo pode aumentar o custo de fabricação do foguete de treinamento em algumas dezenas de milhares de dólares - um valor bastante significativo para um foguete que será lançado idealmente com periodicidade anual - portanto, sua utilização no projeto não é indicada.

6 Conclusão

O desenvolvimento do projeto sistêmico para o foguete de treinamento com propulsão líquida (FTPL) no Centro de Lançamento de Alcântara (CLA) é de grande importância para o setor aeroespacial nacional. A relevância do projeto reside na sua capacidade de atender à necessidade de aprimorar as operações de lançamentos de veículos que utilizam propulsão líquida, impulsionada pelo crescente interesse do setor privado internacional em realizar lançamentos no CLA. Nesse contexto, o desenvolvimento do FTPL é crucial, não apenas para o treinamento e teste de pessoal e do maquinário do Centro, mas também para alcançar a independência tecnológica do país para colocar satélites em órbita, uma vez que a tecnologia de propulsão líquida é um passo significativo rumo a esse objetivo.

Além disso, com um conhecimento maior de como veículos que utilizam propulsão líquida funcionam podemos desenvolver processos operacionais e de segurança mais eficientes, melhorando a qualidade do serviço entregue no CLA para empresas que queiram lançar em solo brasileiro.

Por meio de entrevistas com técnicos e engenheiros, além da revisão de materiais e uma visita ao Centro, este trabalho conseguiu elencar as principais necessidades que orientaram o desenvolvimento do projeto sistêmico do foguete de treinamento. Essa abordagem colaborativa e baseada em evidências possibilitou a criação de um CONOPS (Concept of Operations) detalhado, que aborda tanto a missão de desenvolvimento quanto a operação do FTPL.

Adicionalmente, os requisitos associados aos treinamentos executados por cada subdivisão do Centro foram listados e analisados de modo que, em fases posteriores, o projeto possa se adequar de modo a permitir o maior número de treinamentos possíveis dentro das limitações orçamentárias e de tempo. Por fim, uma análise das principais tecnologias que poderiam ser utilizadas no FTPL foi desenvolvida com base numa extensa revisão bibliográfica assim como entrevistas com especialistas do setor.

Em resumo, este trabalho buscou não só mapear as necessidades e requisitos para o desenvolvimento do FTPL, mas também estabelecer uma base sólida para as fases seguintes do projeto. Com a análise desenvolvida no capítulo 5 é possível iniciar os trabalhos referentes ao projeto preliminar do foguete, que consiste na obtenção de estimativas de

massa, dimensões, perfil de trajetória, eficiência do motor e etc. utilizando simulações computacionais. Assim que os resultados desejados forem obtidos, desenvolvendo um foguete que atenda ao máximo número de treinamentos dentro das restrições orçamentárias e de tempo, será possível prosseguir para as fases de projeto detalhado e implementação física.

Referências

AEB. **Sonda 3 sendo lançado.** 2012.

<https://astronomianovaladoaco.blogspot.com/2012/12/foguete-sonda-iii-do-programa-espacial.html>. Accessed: 10/05/2023.

BAHDUR, A. D. Projeto de câmara de combustão de motor foguete à propulsão líquida de 25kn pressurizado por tanque. ITA, 2019.

CANTANHEDE, N. R. Proposta de um sistema de trajetografia para veículos espaciais baseado em telemetria. UEMA, 2019.

CORNELISSE, J. W.; SCHOYER, H.; WAKKER, K. F. **Rocket propulsion and spaceflight dynamics.** [*S.l.*]: London: Pitman, 1979.

DESIGN, A. A. Engineers guide. 2003.

DESIGN, A. A. Guide to the preparation of operation concept documents. 2018.

ENDERLE, W.; ARBINGER, C.; JUNQUEIRA, C.; MILANI, P. G. A simple and low cost two-antennas concept for the tracking of a sounding rocket trajectory using gps. 2000.

ESTADÃO. **Centro de Controle do CLA.** 2023.

<https://www.estadao.com.br/link/cultura-digital/como-esta-a-base-de-alcantara-20-anos-apos-acidente-do-foguete-e-quais-os-novos-planos-veja-video/>. Accessed: 14/08/2023.

FAB. **CLA lança Foguete de Treinamento Intermediário.** 2019.

<https://www.fab.mil.br/noticias/mostra/34699/AEROESPACIAL> Accessed: 10/05/2023.

FAB. **Antena Stella do CLA.** 2020.

<https://www.flickr.com/photos/portalfab/32516045800/in/album-72157680329106865/>. Accessed: 14/08/2023.

FAB. **Hambit sendo transportado.** 2022.

<https://g1.globo.com/ma/maranhao/noticia/2022/12/20/lancamento-do-foguete-da-innospa-no-centro-de-lancamento-de-alcantara-podera-ser-visto-de-sao-luis-veja-como.ghtml>. Accessed: 10/05/2023.

FORTESCUE, P.; SWINERD, G.; STARK, J. **Spacecraft systems engineering.** [*S.l.*]: John Wiley & Sons, 2003.

- INNOSPACE. **Hambit**. 2023. <https://aeroin.net/lancamento-do-foguete-estrangeiro-nas-instalacoes-da-forca-aerea-em-alcantara-tem-nova-janela-definida/>. Accessed: 10/05/2023.
- MISHRA, D. **Fundamentals of rocket propulsion**. [S.l.]: CRC Press, 2017.
- NASA. **Nasa Sounding Rockets Annual Report 2012**. [S.l.]: NASA, 2012.
- NASA. **Curiosity**. 2015.
[//www.nasa.gov/mission_pages/msl/images/index.html](http://www.nasa.gov/mission_pages/msl/images/index.html). Accessed : 10/05/2023.
- NEWATLAS. **Blueprint of Sputnik 1**. 2017.
<https://newatlas.com/sputnik-60th-anniversary-space-age/51292/>. Accessed: 10/05/2023.
- PALMERIO, A. F. **Introdução à tecnologia de foguetes**. [S.l.]: SindCT, 2017.
- PHAIDON. **Detail from the moon, 1609, by Galileo Galilei. As reproduced in Universe**. 2020.
<https://www.phaidon.com/agenda/art/articles/2017/september/06/how-galileo-saw-the-night-sky/>. Accessed: 10/05/2023.
- RAMPINO, M. A. **Concepts of operations for a reusable launch vehicle**. [S.l.]: Air University Press, 1997.
- SPACEX. **Falcon 9 Landing**. 2021.
<https://www.space.com/spacex-transporter-2-rocket-landing-tracking-camera-video>. Accessed: 10/05/2023.
- SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket propulsion elements**. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2000.
- UOL. **Orçamento PEB**. 2022.
<https://noticias.uol.com.br/colunas/carlos-madeiro/2022/08/07/sem-recursos-programa-espacial-brasileiro-empaca-e-vive-atraso-tecnologico.htm>: :text=EmAccessed: 10/05/2023.
- WIKIPEDIA. **Orion correlation theory**. 2023.
https://en.wikipedia.org/wiki/Orion_correlation_theory. Accessed: 10/05/2023.

FOLHA DE REGISTRO DO DOCUMENTO

1. CLASSIFICAÇÃO/TIPO <p style="text-align: center;">TC</p>	2. DATA <p style="text-align: center;">24 de novembro de 2023</p>	3. DOCUMENTO Nº <p style="text-align: center;">DCTA/ITA/TC-141/2023</p>	4. Nº DE PÁGINAS <p style="text-align: center;">81</p>
5. TÍTULO E SUBTÍTULO: Projeto Sistemico de Foguete de Treinamento com Propulsão Líquida para o Centro de Lançamento de Alcântara			
6. AUTOR(ES): Lúcio Martins de Souza Ramos			
7. INSTITUIÇÃO(ÕES)/ÓRGÃO(S) INTERNO(S)/DIVISÃO(ÕES): Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA			
8. PALAVRAS-CHAVE SUGERIDAS PELO AUTOR: Centro de Lançamento de Alcântara; Foguete de Treinamento; Propulsão Líquida; Engenharia de Sistemas; CONOPS; Requisitos; Arquitetura.			
9. PALAVRAS-CHAVE RESULTANTES DE INDEXAÇÃO: Foguetes-sonda; Treinamento de pessoal; Centro de Lançamento de Alcântara; Propelentes líquidos para foguetes; Desenvolvimento científico; Engenharia de sistemas; Engenharia aeroespacial.			
10. APRESENTAÇÃO: <input checked="" type="checkbox"/> Nacional <input type="checkbox"/> Internacional ITA, São José dos Campos. Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial. Orientador: Prof. Dr Christopher Shneider Cerqueira; co-orientador: Engenheiro Arthur Durigan Bahdur. Publicado em 2023.			
11. RESUMO: <p>Este trabalho de graduação aborda a concepção de um projeto sistemico para um foguete de sondagem com propulsão líquida (FTPL) destinado ao treinamento no Centro de Lançamento de Alcântara (CLA). Inicialmente, discute-se a evolução da tecnologia espacial, destacando a importância histórica e atual dos foguetes de sondagem, essenciais para pesquisa atmosférica, física espacial, testes tecnológicos e treinamento em centros de lançamento. O projeto do FTPL é apresentado como uma iniciativa estratégica para o Brasil, visando desenvolver competências e validar tecnologias essenciais para a autonomia nacional na área espacial. Este foguete de treinamento serve não apenas para capacitação do pessoal do CLA, mas também como um passo inicial no desenvolvimento de veículos lançadores nacionais de médio e grande porte. O trabalho detalha os sistemas e componentes do foguete, como os subsistemas de carga útil, orientação, estrutura e propulsão. Nesse contexto, o trabalho foi baseado em um extenso estudo do ambiente operacional e processos envolvidos, estruturado em um CONOPS (Concept of Operations) e complementado por uma análise de requisitos, fruto de pesquisas e entrevistas com técnicos e engenheiros do CLA. Ao longo do trabalho, ressalta-se a importância de alinhar a arquitetura do foguete de treinamento com as operações reais, garantindo a eficiência e segurança em futuros lançamentos. O FTPL não só capacita o pessoal, como também testa e valida os equipamentos e processos do centro de lançamento, assegurando um funcionamento adequado durante missões reais.</p>			
12. GRAU DE SIGILO: <p style="text-align: center;"> <input checked="" type="checkbox"/> OSTENSIVO <input type="checkbox"/> RESERVADO <input type="checkbox"/> SECRETO </p>			