

**UNIVERSIDADE DE CAXIAS DO SUL
ÁREA DO CONHECIMENTO DE CIÊNCIAS EXATAS E ENGENHARIAS
BACHARELADO EM ENGENHARIA QUÍMICA
TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO II**

FLÁVIO SALTON CESCA

**AVALIAÇÃO DO DESEMPENHO PROPULSIVO UTILIZANDO DOIS AGENTES
OXIDANTES NA FORMA DE PROPELENTE SÓLIDO EM MINIFOGUETES**

CAXIAS DO SUL

2021

FLÁVIO SALTON CESCA

**AVALIAÇÃO DO DESEMPENHO PROPULSIVO UTILIZANDO DOIS AGENTES
OXIDANTES NA FORMA DE PROPELENTE SÓLIDO EM MINIFOGUETES**

Trabalho de conclusão de curso apresentado à Universidade de Caxias do Sul como requisito parcial à obtenção do título de bacharel em Engenharia Química.

Orientador: Prof. Dr. Matheus Poletto.

**CAXIAS DO SUL
2021**

FLÁVIO SALTON CESCA

**AVALIAÇÃO DO DESEMPENHO PROPULSIVO UTILIZANDO DOIS AGENTES
OXIDANTES NA FORMA DE PROPELENTE SÓLIDO EM MINIFOGUETES**

Trabalho de conclusão de curso apresentado à Universidade de Caxias do Sul como requisito parcial à obtenção do título de bacharel em Engenharia Química.

Aprovado em 06/12/2021

Banca examinadora

Prof. Dr. Matheus Poletto - Orientador
Universidade de Caxias do Sul – UCS

Prof. Me. Tiago Cassol Severo
Universidade de Caxias do Sul – UCS

Prof. Dr. César Aguzzoli
Universidade de Caxias do Sul – UCS

AGRADECIMENTOS

Gostaria de agradecer aos meus pais Remo e Paulina cujo empreendedorismo de ambos possibilitou custear o ensino numa universidade e apesar de não estarem mais neste plano existencial, houve em determinado percurso da vida, um desejo para que eu tivesse um diploma de nível superior.

Meus agradecimentos ao meu orientador Professor Dr. Matheus Poletto pela paciência e ajuda no desenvolvimento deste trabalho. Aos professores César Aguzzoli e Tiago Cassol Severo que estiveram presentes na banca de avaliação e aos técnicos responsáveis pelas análises dos sais oxidantes no Laboratório Central de Microscopia da UCS.

Deixo também agradecimentos a Juliano Carteri e Francisco Teloken da Equipe Phoenix RT por dedicar parte de seu tempo na prensagem e testes dos propelentes a fim de que este Trabalho de Conclusão de Curso pudesse ser efetivado adequadamente.

Foi um grande desafio pessoal e uma longa jornada deste curso de Engenharia Química que vai chegando ao seu final. Muito tempo se passou desde o seu início, mas que paulatinamente, com persistência e dedicação consegui superar os vários obstáculos no decorrer das disciplinas e do aprendizado.

“Existem muitas hipóteses na ciência que são erradas. Isso é perfeitamente correto; elas são a abertura para descobrir o que é certo. A ciência é um processo auto-corretivo. Para serem aceitas, novas idéias devem sobreviver aos mais rigorosos padrões de evidência e escrutínio.”

Carl Sagan

RESUMO

Os minifoguetes utilizam uma mistura de nitrato de potássio e sacarose conhecida como grão propelente que ao ser ignitado produz uma queima energética que tem a função de deslocar o veículo para cima através do princípio de ação e reação. Para este estudo foram considerados dois tipos de sais oxidantes: o nitrato de potássio e o nitrato de sódio a fim de se estabelecer comparações entre qual destes dois componentes e em qual proporção oxidante/combustível haveria um melhor resultado. Foram analisados cinco pequenos motores foguete para cada porcentagem de mistura de grão propelente totalizando 30 ensaios em bancada estática a fim de cumprir com os objetivos deste trabalho. As formulações testadas continham 55/45, 65/35 e 75/25 percentuais em massa de propelente feito com KNO_3 e sacarose ($\text{C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11}$) respectivamente, mantidas as mesmas composições preparadas, utilizou-se outro tipo de oxidante, o NaNO_3 . A metodologia seguida no preparo do grão propelente foi a mesma para ambos agentes oxidantes. Características de desempenho, como tempo de queima, impulso total, empuxo máximo, empuxo médio, impulso específico e velocidade característica, são parâmetros básicos de projeto que irão determinar o desempenho do combustível sólido. Parâmetros estes avaliados por um software cujos resultados para o propelente feito com nitrato de potássio (65/35), apresentou melhor desempenho em todos os quesitos confirmando da literatura ser a melhor proporção a ser utilizada. Com a menor massa residual (4,28%), também obtida em relação a todas as outras amostras. Os resultados obtidos para o NaNO_3 comparativamente aos do KNO_3 , ficaram muito inferiores mas a proporção de (55/45) de mistura oxidante/combustível foi a que apresentou resultados um pouco melhor com exceção do empuxo médio e a mistura (75/25) não foi capaz de ignitar sendo que a massa residual para os demais propelentes feitos com este sal ficaram com uma média acima de 94%.

Palavras-chave: Minifoguete. Propelente sólido. Propulsão. Características de desempenho.

ABSTRACT

The mini rockets use a mixture of potassium nitrate and sucrose known as propellant grain, which, when ignited, produces an energy burn that has the function of moving the vehicle upwards through the principle of action and reaction. For this study, two types of oxidizing salts were considered: potassium nitrate and sodium nitrate in order to establish comparisons between which of these two components and in which oxidant/fuel ratio would have a better result. Five small rocket engines were analyzed for each percentage of propellant grain mixture, totaling 30 tests on a static bench in order to fulfill the objectives of this work. The tested formulations contained 55/45, 65/35 and 75/25 percentages by mass of propellant made with KNO_3 and sucrose ($\text{C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11}$) respectively, keeping the same prepared compositions, using another type of oxidant, NaNO_3 . The methodology followed in the preparation of the propellant grain was the same for both oxidizing agents. Performance characteristics such as burn time, total thrust, maximum thrust, average thrust, specific thrust, and characteristic speed are basic design parameters that will determine solid fuel performance. These parameters were evaluated by a software whose results for the propellant made with potassium nitrate (65/35), showed better performance in all items, confirming in the literature that it is the best proportion to be used. With the smallest residual mass (4.28%), also obtained in relation to all other samples. The results obtained for NaNO_3 compared to KNO_3 were much lower, but the proportion of (55/45) of oxidizing/fuel mixture was the one that presented slightly better results, except for the average thrust and the mixture (75/25) did not was able to ignite and the residual mass for the other propellants made with this salt had an average above 94%.

Key words: Mini rocket. Solid propellant. Propulsion. Performance characteristics.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Esquema de um motor-foguete monopropelente	15
Figura 2 - Motor de propulsão bipropelente	17
Figura 3 - Diagrama simplificado de um foguete de combustível sólido.....	18
Figura 4 - Grão cilíndrico de centro oco.....	20
Figura 5 - Formas do núcleo e influência sobre a curva de empuxo	21
Figura 6 - Configurações de grão propelente	22
Figura 7 - Motor de foguete tipo híbrido.....	23
Figura 8 - Mostra a força de empuxo e demais forças atuando sobre o foguete em vôo	25
Figura 9 - Curva de empuxo em função do tempo para um minifoguete comercial modelo C6-5 da empresa ESTES. A linha tracejada representa a força média do motor	26
Figura 10 - Regressão da superfície queimada.....	27
Figura 11 - Fluxograma da purificação do nitrato de potássio	34
Figura 12 - Fluxograma do preparo do propelente	35
Figura 13 - Motor foguete e seus componentes.....	36
Figura 14 - Bancada de testes dos motores foguete.....	36
Figura 15 - Micrografias obtidas a partir dos cristais de KNO_3 (a) e NaNO_3 (b) com magnificação de 250 x	37
Figura 16 - Espectro e mapeamento obtidos para os cristais de KNO_3 (a) e NaNO_3 (b).....	37
Figura 17 - Curvas empuxo versus tempo do KNO_3	39
Figura 18 - Curvas empuxo versus tempo do NaNO_3	41
Figura 19 - Motores-foguete de PP com NaNO_3 não queimados adequadamente	43

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Formulações de propelente a serem desenvolvidas.....	34
Tabela 2 - Parâmetros obtidos para o propelente a base de KNO_3	41
Tabela 3 - Parâmetros obtidos para o propelente a base de NaNO_3	43
Tabela 4 - Teores de massa residual obtidos com base na massa de propelente utilizada após os testes do motor-foguete.....	44

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	11
1.1 OBJETIVOS.....	12
1.1.1 Objetivo geral.....	12
1.1.2 Objetivos específicos.....	12
2 REFERENCIAL TEÓRICO	13
2.1 FOGUETES E MOTOR-FOGUETE	13
2.2 PROPULSORES DE FOGUETE.....	14
2.2.1 Propulsores líquidos	14
2.2.1.1 Tipo monopropelente.....	14
2.2.1.2 Tipo bipropelente.....	16
2.2.1.3 Tipo criogênico.....	16
2.2.2 Propulsores sólidos	17
2.2.2.1 Agentes oxidantes – combustível e aditivos.....	19
2.2.2.2 Mistura propelente.....	20
2.2.2.3 Forma geométrica do propelente	20
2.2.2.4 Grão propelente e configuração do grão.....	21
2.2.3 Propulsor híbrido	22
2.3 PARÂMETROS DE PROPULSÃO.....	24
2.3.1 Impulso	24
2.3.2 Impulso específico.....	25
2.3.3 Empuxo médio	26
2.3.4 Taxa de queima	27
2.3.5 Velocidade característica	28
2.4 CONSTITUINTES DOS PROPELENTES SÓLIDOS	28
2.4.1 Oxidantes.....	28
2.4.2 Aglutinante	28
2.4.3 Aditivos	29
2.4.4 Combustível.....	29
2.4.5 Plastificante	30
2.4.6 Agente de cura	30
2.4.7 Catalisador	30

2.5 DIFERENTES AGENTES OXIDANTES E RESPECTIVOS DESEMPENHOS	31
3 METODOLOGIA.....	33
3.1 MATERIAIS	33
3.1.1 Microscopia eletrônica de varredura de emissão de campo.....	33
3.2 MÉTODOS.....	33
3.2.1 Obtenção do nitrato de potássio purificado	33
3.2.2 Produção do propelente sólido	34
3.2.3 Obtenção e teste do motor-foguete.....	35
4 RESULTADOS E DISCUSSÃO.....	37
4.1 AVALIAÇÃO DO DESEMPENHO DO PROPELENTE DESENVOLVIDO COM KNO ₃	38
4.2 AVALIAÇÃO DO DESEMPENHO DO PROPELENTE DESENVOLVIDO COM Na- NO ₃	41
5 CONCLUSÃO.....	45
6 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	46
REFERÊNCIAS.....	47

1 INTRODUÇÃO

Os foguetes de hoje são coleções notáveis da engenhosidade humana que têm suas raízes na ciência e tecnologia do passado. Eles são consequências naturais de séculos e até mesmo, literalmente, milhares de anos de experimentação e pesquisa em foguetes e na sua propulsão.

Remontando a um longínquo passado, no século I d. C., tem-se o relato de um aparato chamado “Eolípila” inventada por Heron de Alexandria - um estudioso da engenharia e matemática. Era uma esfera oca com tubos curvados na qual expelia vapor propelindo-a em um movimento rotativo pelo princípio da ação e reação e ficou conhecida como a primeira máquina a vapor documentada (NORONHA, 2020).

Os antigos chineses utilizavam uma mistura feita com carvão vegetal, salitre e enxofre para propelar lanças contra seus inimigos surgindo então os primeiros tipos de foguetes.

Alguns séculos mais tarde o termo “*rocket*” (foguete) foi incorporado ao objeto e continua sendo empregado nos dias atuais. Quando Isaac Newton formulou as três principais leis da Física dentre elas a sua terceira lei do movimento que se baseia no princípio da ação e reação onde diz que a força representa a interação física entre dois corpos distintos ou partes distintas de um corpo. Se um corpo *A* exerce uma força em um corpo *B*, o corpo *B* simultaneamente exerce uma força de mesma magnitude no corpo *A* - ambas as forças possuindo a mesma direção, contudo sentidos contrários (YAMAMOTO; FUKU, 2016). Assim, compreendeu-se melhor a sistemática física que impulsionava um foguete.

Do início do século 20 até mais adiante, com a segunda guerra mundial, houve grandes avanços tecnológicos em relação aos foguetes, no desenvolvimento de novos propelentes onde antes eram sólidos e depois começou a utilizar-se na forma líquida, tanto para o uso bélico, quanto para o início da exploração espacial.

Hoje em dia uma combinação dos dois tipos de propelentes, sólido e líquido, é o que tem lançado os modernos foguetes com astronautas rumo ao espaço e nos lançamentos de satélites entre outros.

O tipo de propelente mais usado no Brasil para o lançamento de minifoguetes é do tipo sólido que é uma mistura, guardadas as devidas proporções de cada elemento, de nitrato de potássio (KNO_3) e açúcar sendo que o nitrato de sódio ($NaNO_3$) também pode ser usado e que ambos serão tema deste trabalho. Há outros sais passíveis de serem utilizados tais como o nitrato de amônio, perclorato de amônio, perclorato de potássio, mas eles são mais perigosos de manusear podendo causar explosão. Uma outra opção para melhorar o rendimento do fo-

guete é utilizar na mistura de KNO_3 e açúcar, partículas de alumínio na escala de micro ou nanométricas aumentando a força propulsora do foguete.

Muito se tem feito ao longo da história para se melhorar o desempenho dos propelentes, seja na proporção de suas misturas, o tamanho do grão, a compactação no interior do motor, a adição de resinas, de polímeros, de metais, a geometria da tubeira, enfim, procurando alcançar resultados melhores a cada novo experimento.

1.1 OBJETIVOS

1.1.1 Objetivo geral

Determinar qual dos dois agentes oxidantes, o nitrato de potássio ou o nitrato de sódio, apresenta melhores resultados em propelente sólido utilizado em minifoguetes.

1.1.2 Objetivos específicos

Produzir diferentes formulações em massa de agentes oxidantes nas razões de 55%, 65% e 75% e teores de sacarose de 45%, 35% e 25% a fim de obter os melhores resultados no propelente.

Verificar quais as variações de parâmetros causados pelo acréscimo de diferentes proporções de agente oxidante pode acarretar no tempo de queima do propelente sólido, na velocidade de ejeção dos gases da combustão, no impulso específico, no impulso total e no empuxo médio obtidos via testes em bancada estática.

Analisar qual agente oxidante e em qual teor de adição dos dois agentes oxidantes/sacarose resultarão na melhor performance do propelente sólido.

2 REFERENCIAL TEÓRICO

2.1 FOGUETES E MOTOR-FOGUETE

Um foguete com motor de propulsão pode ser definido como um veículo que funciona pela ação e reação cujo conjunto propulsor, seja sólido, líquido ou híbrido, ao ser ignitado irá produzir grande quantidade de energia através da expulsão dos gases de escape propelindo o foguete (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

O combustível sólido de motor de foguete (CSMF) é o tipo mais utilizado no lançamento de minifoguetes bem como para outros tipos de projéteis maiores. Uma vez que os foguetes de combustível sólido podem permanecer armazenados por longos períodos e, em seguida, serem lançados de forma confiável em um curto espaço de tempo, eles têm sido bastante usados em aplicações militares, como mísseis. O desempenho inferior dos propelentes sólidos (em comparação com os líquidos) não favorece seu uso como fonte de propulsão primária em veículos lançadores de médio a grande porte, normalmente usados para orbitar satélites comerciais e lançar grandes sondas espaciais. Os sólidos são, no entanto, frequentemente usados como impulsionadores (*boosters*) fixados na lateral do foguete para aumentar a capacidade de carga útil ou na estabilidade rotacional de estágios superiores quando velocidades mais altas do que o normal são necessárias. Foguetes de combustível sólidos são usados no lançamento de veículos leves, para cargas úteis em órbita de baixa altitude da Terra (OBAT) com menos de 2 toneladas ou cargas úteis de fuga de até 1100 libras (SINGH, 2015).

O impulso necessário para modificar o estado de repouso do projétil e colocá-lo em movimento é fornecido pelo sistema de propulsão que ocorre através da reação de combustão química dos componentes do propelente. Esta reação é do tipo exotérmica, pois libera uma grande quantidade de calor, liberando gases a alta pressão que expandem-se no interior do motor-foguete atingindo temperaturas elevadas e ao mesmo tempo produzindo uma grande carga de empuxo e velocidades muito altas (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

As vantagens dos propelentes sólidos para foguetes incluem: a) simplicidade, que é importante para os custos de manutenção e economia em sistemas com alta taxa de produção; b) estabilidade de armazenamento, com vida útil que pode chegar a 30 anos; c) resistência à detonação não intencional; d) confiabilidade relacionada à sua simplicidade e estabilidade química; e) altas taxas de fluxo de massa durante o lançamento, e conseqüentemente alto empuxo (força de propulsão), um requisito para a fase inicial dos mísseis, todos os quais usam propulsores de propelente sólido. Duas desvantagens são a dificuldade em variar o empuxo

sob demanda (foguetes de combustível sólido geralmente não podem ser acelerados ou operados em modo do “liga e para”), e relativamente baixo impulso específico, (tempo integral de empuxo por unidade de peso de propelente), “Isp”, em comparação com os motores de combustível líquido. Isso impede o seu uso como principal método de propulsão para satélites comerciais e sondas espaciais, embora foguetes de motor sólido tenham uma longa história como propulsores (MASON; ROLAND, 2019).

Sistemas de propulsão utilizados em foguetes podem ser classificados conforme a forma de energia empregada para propeli-lo, do tipo combustão química (mais utilizada), reator nuclear, energia solar e elétrica, que conforme a finalidade do seu uso vai depender do meio operacional (dentro da atmosfera ou no vácuo do espaço), do tipo de aeronave, mísseis ou veículo espacial, tamanho, tipo de propulsor, modelo de construção e de quantas unidades propulsoras de foguete serão utilizadas em determinado veículo (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

2.2 PROPULSORES DE FOGUETE

Propelente ou propulsor de foguete é uma mistura química cuja reação exotérmica de combustão produzirá empuxo no motor foguete e que consiste num agente oxidante e um combustível. Na combinação com o oxigênio, a substância combustível queima liberando calor e gás para a propulsão. O oxidante é um agente que libera oxigênio para combinar-se com um combustível. A proporção destes dois elementos, o oxidante e o combustível, é chamada de proporção da mistura. Os propelentes podem ser do tipo líquido, sólido e híbrido sendo este último uma combinação de dois tipos de agentes propulsores (BRAEUNIG, 2012). O escopo deste trabalho abordará algumas das características de cada um destes propelentes de foguetes.

2.2.1 Propulsores líquidos

2.2.1.1 Tipo monopropelente

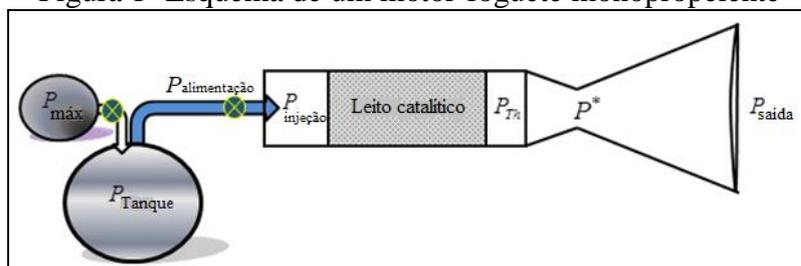
Os sistemas de propulsão líquida geralmente geram força por reações químicas homogêneas ou heterogêneas. Podem ser categorizados em três tipos principais: monopropelente,

bipropelente, e sistemas criogênicos. Os sistemas monopropelentes usam um único componente químico; o mais famoso é a hidrazina (N_2H_4) que é um forte agente redutor, decomposta por leito de catalisador específico para produzir o impulso desejado. Em todos os motores monopropelentes de hidrazina, esta é passada sobre um catalisador, tal como irídio metálico auxiliado por alumina (óxido de alumínio), de alta área superficial que se decompõe em amônia, nitrogênio gasoso e hidrogênio gasoso (VIEIRA et al., 2002). A reação de catálise da hidrazina é ilustrada pela seqüência de reações (1), (2) e (3) mostradas a seguir:



As duas primeiras reações são extremamente exotérmicas (a câmara do catalisador pode atingir $800^\circ C$ em questão de milissegundos, e produzem grandes volumes de gás quente a partir de um pequeno volume de líquido, tornando a hidrazina um propulsor bastante eficiente com um impulso específico de vácuo de cerca de 220 segundos. A reação 2 é a mais exotérmica, mas produz um número menor de moléculas do que a reação 1. A reação 3 é endotérmica e reverte o efeito da reação 2 de volta ao mesmo efeito da reação 1 sozinha (temperatura mais baixa, maior número de moléculas). A estrutura do catalisador afeta a proporção do NH_3 que é dissociado na reação 3; uma temperatura mais alta é desejável para propulsores de foguetes, enquanto mais moléculas são desejáveis quando as reações se destinam a produzir maiores quantidades de gás (VIEIRA et al., 2002; CHEN et al., 2002). A Figura 1 ilustra um motor de propulsão do tipo monopropelente.

Figura 1- Esquema de um motor-foguete monopropelente



Fonte: Adaptado do International Journal of Computer Applications (2015).

Em anos recentes, monopropelentes verdes (pouco tóxicos) tornaram-se outra opção para o combustível tradicional à base de hidrazina. As principais vantagens desses propelentes alternativos são: a significativa economia de custos associada às instalações; custo mais baixo para materiais; fácil de produzir, manusear e armazenar; e bom para o meio ambiente. Um desses propelentes verdes é o peróxido de hidrogênio (CHAN et al., 2013).

O peróxido de hidrogênio como monopropelente está sendo visto com um interesse renovado devido ao seu menor custo e não toxicidade em comparação com a hidrazina de última geração, em particular para sistemas de controle de atitude de lançadores. Os níveis de empuxo típicos para tais aplicações são de 10 a 250 N (NAROM – Andoya Space Center, 2018).

2.2.1.2 Tipo bipropelente

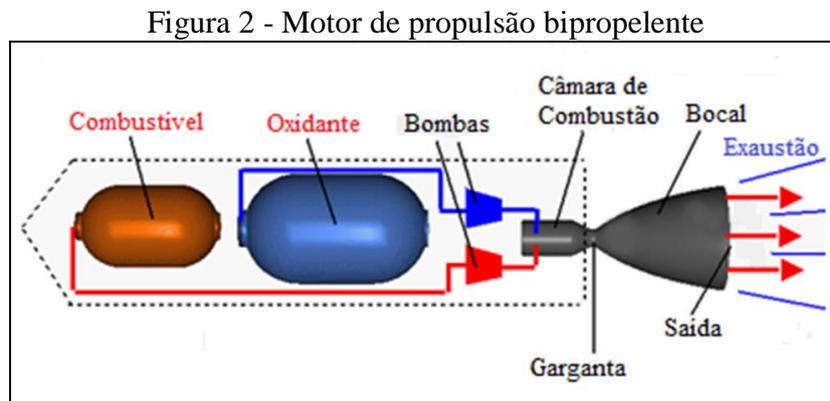
Em um foguete de propelente líquido, o combustível e o oxidante (bipropelentes), são armazenados em tanques separados, e são alimentados através de um sistema de tubos, válvulas e turbo bombas onde são injetados separadamente em uma câmara de combustão, onde eles são combinados e queimados para produzir empuxo. Motores de propelente líquido são mais complexos em relação aos de propelentes sólidos, contudo, eles oferecem algumas vantagens, tais como: controlando o fluxo do propelente para a câmara de combustão, o motor pode ser acelerado, parado ou religado. Um bom propelente líquido é aquele com um alto impulso específico ou dito de outra forma, aquele com ejeção de gás de exaustão em alta velocidade. Isto implica uma combustão a alta temperatura e gases de exaustão com baixa massa molar (BRAEUNIG, 2012).

Contudo, há um outro fator importante que deve ser levado em consideração: a densidade e temperatura do propelente. Usando propelente de baixa densidade significa que tanques de armazenagem maiores serão necessários, portanto aumentando a massa no lançamento do veículo. Um isolamento térmico no tanque de armazenagem por ser um componente criogênico, também irá aumentar a massa no lançamento. (BRAEUNIG, 2012).

2.2.1.3 Tipo criogênico

É um tipo de sistema de propulsão bipropelente que usa um combustível líquido e um oxidante, como hidrogênio e oxigênio (criogênico), injetados separadamente em uma câmara para gerar empuxo por combustão química. Sistemas criogênicos significam que o combustí-

vel e/ou oxidante que no caso do oxigênio líquido, é muito reativo e deve ser manuseado com extremo cuidado, bem como armazenado em temperatura extremamente baixa. Dependendo da proporção da mistura H_2 e O_2 em veículos lançadores, o impulso específico pode atingir acima de 4300 m/s (438 s), isto significa 1,7 vezes mais eficiente do que um propelente sólido moderno (NAROM – Andoya space Center, 2018). A Figura 2 mostra um sistema de propulsão bipropelente.



Fonte: Adaptado de Glenn Research Center – NASA (2015).

Propelentes líquidos tais como hidrazina (N_2H_4), monometil-hidrazina (MMH) e dimetil-hidrazina assimétrica (UDMH), nos últimos anos tem sido usados em satélites e veículos espaciais como combustíveis combinados e O_2 , F_2 , N_2O_4 , HNO_3 , H_2O_2 como oxidantes. A esta combinação de dois elementos, chama-se de bipropelentes. A hidrazina e seus derivados, quando utilizados com o N_2O_4 (tetróxido de dinitrogênio), formam um par hipergólico, ou seja, reagem espontaneamente quando entram em contato sem a necessidade de uma fonte de ignição (OLIVEIRA; OLIVEIRA; TOLENTINO, 2015).

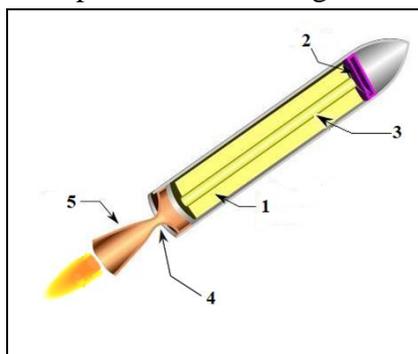
2.2.2 Propulsores sólidos

Os motores de foguete movidos a propelente sólido em relação aos do tipo líquido, são os mais simples de serem projetados, portanto, os mais comumente utilizados em minifoguetes. Este tipo de motor normalmente consiste de um invólucro, bocal ou bico, carga propelente sólida (grão) e ignitor. A carga, ao queimar de forma adequada, irá produzir gases de exaustão a alta temperatura enquanto que o bocal deve ter suas dimensões calculadas para que a pressão na câmara de combustão se mantenha à medida que o empuxo é produzido pelos gases de exaustão (SINGH, 2015).

Após dada a ignição, o propelente sólido queima do centro para as laterais do invólucro e o que determina a taxa e o padrão desta combustão, será a forma do canal central, proporcionando uma maneira de controle do impulso (BRAEUNIG, 2012). Este tipo de motor utilizado em minifoguetes de propelente sólido uma vez inflamado, irá consumir toda a carga até esgotá-la e sem poder desligar, diferentemente do tipo líquido, pois a carga por ser uma mistura de compostos sólidos (combustível e oxidante), e portanto, contendo todos ingredientes necessários para a combustão no interior da câmara, queimará a uma taxa rápida expelindo gases quentes impulsionando o veículo (SINGH, 2015).

Motores de foguete sólidos mais avançados não só podem ser acelerados, mas também extintos e, em seguida, reacendidos controlando a geometria do bico ou através do uso de portas de ventilação. Além disso, estão disponíveis motores de foguete pulsados que queimam em segmentos e que podem ser ignitados sob comando. Projetos modernos também podem incluir um bico direcionável para orientação, aviônica, hardware de recuperação (pára-quedas), mecanismos de autodestruição, APUs, motores tácticos controláveis, desvio controlável e motores de controle de atitude e materiais de gerenciamento térmico (SINGH, 2015). A Figura 3 mostra as principais partes do motor-foguete.

Figura 3 - Diagrama simplificado de um foguete de combustível sólido



Fonte: Modificado de Ribeiro (2013).

Como pode ser observado na Figura 3, cada seção do foguete tem a sua funcionalidade. As cinco seções mostradas na imagem podem ser descritas como:

1. Mistura sólida de combustível-oxidante (grão propelente) é embalada dentro do foguete, com um furo cilíndrico no meio.
2. Um ignitor inflama a superfície do propelente.
3. O furo cilíndrico no propelente atua como uma câmara de combustão.
4. A exaustão quente passa por um estreitamento onde ocorre uma aceleração do fluxo na garganta, o que, entre outras coisas, dita a quantidade de impulso produzido.

5. Tubeira (bocal) saída do escapamento do foguete.

2.2.2.1 Agentes oxidantes – combustível e aditivos

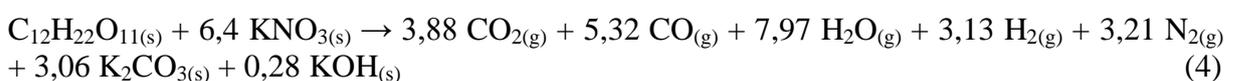
São constantes os desafios de um bom projeto de motor de minifoguete quer seja na aquisição de materiais bons, leves e resistentes, na aquisição e preparação dos componentes químicos bem como equipamentos, ferramentas que sejam necessárias para esta finalidade. O propelente sólido feito com nitrato de potássio utilizado nos minifoguetes é também conhecido como KNSu (potassium nitrate sugar) que é largamente mais utilizado (NAKKA, 2017).

Conforme Tosin et al. (2003), o nitrato de sódio pode surgir como uma alternativa de mistura propelente pois ambos os nitratos (potássio e sódio) são agentes oxidantes, e como combustível/aglutinante, essencialmente usa-se açúcar (sacarose - $C_{12}H_{22}O_{11}$) que serão os principais elementos estudados deste trabalho. Mas pode-se utilizar no caso deste último, dextrose (obtido a partir do milho), maltose, ou sorbitol que é um poliálcool também chamado de glucitol, sendo todos uma fonte de energia (ADENIYI et al., 2021).

Os aditivos que entram em menor proporção na mistura, são substâncias de diferentes tipos, tais como: enxofre (S), carvão vegetal (C), alumínio(Al), magnésio (Mg), óxido de ferro (Fe_2O_3), entre outros. Que possuem funções não menos importantes podendo controlar a taxa de queima, acelerando-a ou reduzindo-a. Um agente de opacidade pode ser adicionado para absorver calor que pode de outra forma ser transmitido através de um grão translúcido, resultando em uma queima não previsível. Um aditivo também pode agir como catalisador ou supressor (ADENIYI et al., 2021).

Variando a estequiometria dos componentes, mais precisamente os de açúcar e nitrato de potássio, as características de velocidade dos gases de exaustão, taxa de queima, impulso específico e temperatura de combustão estarão sujeitas a variações de desempenho. Para uma proporção de 65% em massa de KNO_3 e 35% de açúcar em massa para determinado experimento prático de vôo resultou na seguinte equação descrita a seguir. Os produtos liberados em maior quantidade são o vapor de água, o monóxido de carbono e o dióxido de carbono. Os outros elementos em menor quantidade não são tóxicos (Baldissera et al., 2016).

A equação 4 apresenta a combustão do KNSu:



2.2.2.2 Mistura propelente

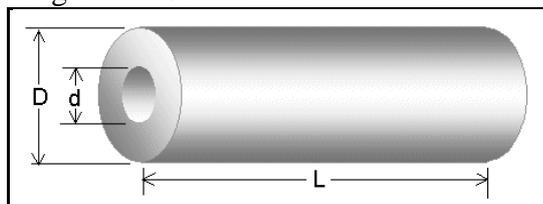
Para a preparação do grão-propelente, a sacarose (açúcar comum) refinado, pode ser adquirido em qualquer loja de alimentos, já o KNO_3 ou o NaNO_3 pode-se conseguir puro em laboratórios na forma de um sal fino moído ou então apresenta-se como pequenos grânulos brancos ou cristalinos redondos, sendo adquirido em lojas especializadas misturado com outros componentes, pois o mesmo é utilizado como fertilizante e para separá-lo utiliza-se o método da recristalização que obtem-se um produto bastante puro (Baldissera et al., 2016).

Pesa-se os dois elementos nas devidas proporções desejadas, a seguir pode-se aglutinar os componentes de diferentes formas e depois moldá-los. Pode ser prensado no tubo motor a seco após misturá-los bem, mas também é possível derreter o açúcar com o cuidado na temperatura para evitar a sua degradação e a seguir depositar o sal de KNO_3 mexendo bem até ficar uma mistura pastosa semi-sólida e depois colocar num molde para obter a geometria do grão, densidade e uniformidade. Após algumas horas retira-se do molde e o propelente é deixado para secar bem e se solidificar (ADENIYI et al., 2021).

2.2.2.3 Forma geométrica do propelente

Segundo Nakka, (2001) independentemente da composição, todos os propelentes são processados em uma forma geométrica básica, conhecida como grão-propelente e geralmente são em forma cilíndrica para ajuste perfeito no motor-foguete visando maximizar a eficiência volumétrica. O grão consiste em um, ou mais segmentos. A fim de aumentar a área superficial de contato à combustão, um orifício cilíndrico (alma), é feito estendendo-se em todo o comprimento do propelente. A Figura 4 ilustra o tipo de grão-propelente de formato cilíndrico mais usualmente utilizado como motor-foguete de vários tamanhos.

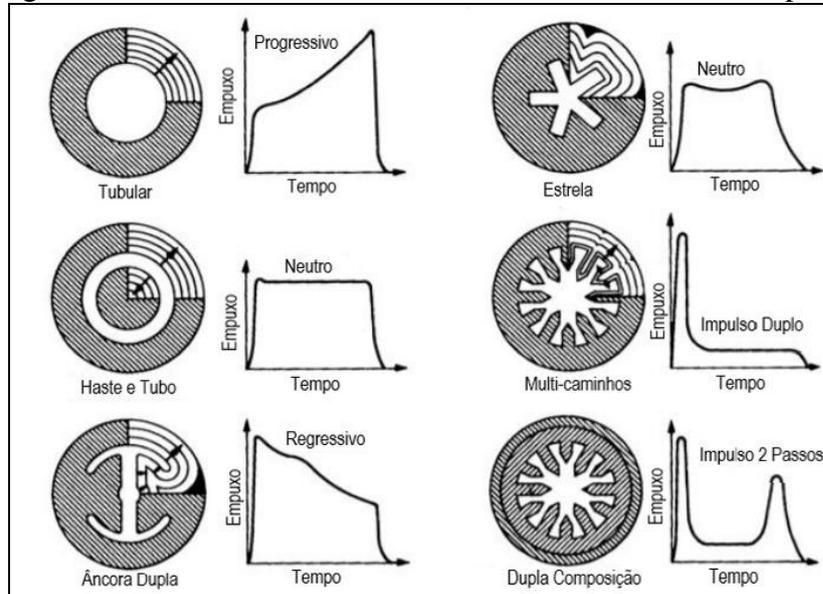
Figura 4 - Grão cilíndrico de centro oco



Fonte: Richard Nakka web site rocketry (2001).

A forma mais comum do tubo central ou de seu núcleo, é a circular, mas vários tipos de geometrias podem ser feitas, influenciando profundamente a forma do perfil empuxo-tempo, como mostra a Figura 5.

Figura 5 - Formas do núcleo e influência sobre a curva de empuxo



Fonte: Adaptado de Richard Nakka web site rocketry (2001).

A superfície de queima recua perpendicularmente e o resultado é uma relação entre a área de queima e a distância da camada queimada (regressão do grão), que depende inteiramente da forma inicial do grão e contornos restritos (inibidos).

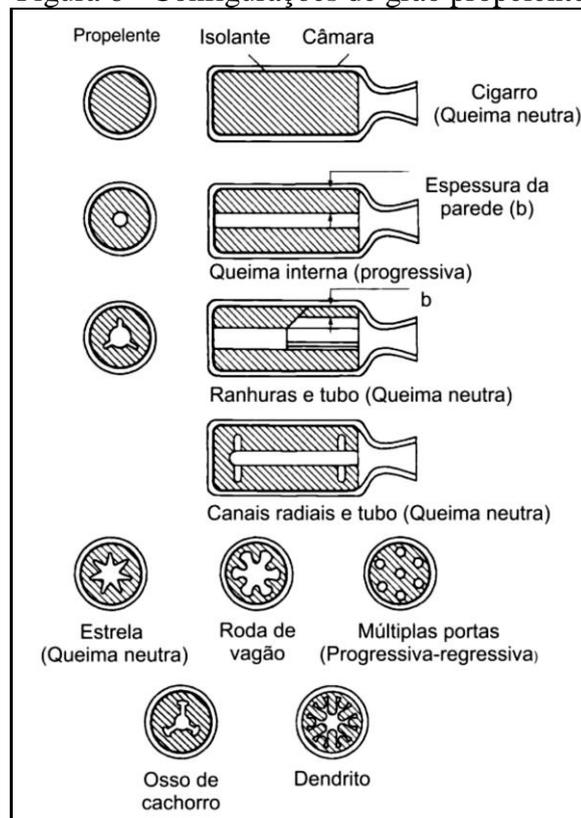
O grão tipo estrela produz uma queima praticamente neutra sendo desejável, pois proporciona maior eficiência no impulso total resultante, com a tubeira operando mais eficientemente a uma pressão constante da câmara. É importante reconhecer que a área de queima do grão-propelente é um parâmetro chave na determinação do desempenho do motor-foguete (NAKKA, 2001).

2.2.2.4 Grão propelente e configuração do grão

Na determinação da geometria do grão propelente, o projeto e análise da sua configuração é uma etapa muito importante e crucial para o seu desenvolvimento porque o cálculo preciso das propriedades geométricas tem um papel importante no seu desempenho, pois possibilitam conhecer as etapas de queima do grão. Dentro do motor foguete estará contida a massa do grão sólido moldado em uma configuração geométrica pré-estabelecida. Este arran-

jo geométrico, conforme a queima ocorre na ignição, acarreta uma redução da área do propelente e uma mudança da pressão na câmara de combustão em relação ao tempo no motor foguete, tendo como causa uma variação na taxa de fluxo de massa. A Figura 6 ilustra várias das possíveis configurações e característica de combustão do grão propelente (STALIN; KUMAR; NAZUMUDDIN, 2014).

Figura 6 - Configurações de grão propelente



Fonte: Adaptada de Sutton (2001).

As principais causas que podem levar um propelente sólido a explodir durante seu funcionamento são o deslocamento do inibidor, trincas, bolhas, decomposição, mudanças químicas ou outras imperfeições no grão propelente. Isto ocorre devido ao aumento da pressão na câmara de combustão, que pode exceder o limite de resistência do material (ARNONI, 2014).

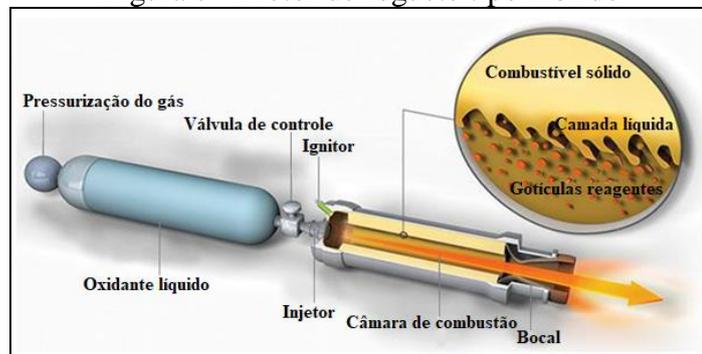
2.2.3 Propulsor híbrido

Para que haja a combustão neste modelo de motor foguete é necessário uma combinação de pelo menos dois componentes que forneçam energia de propulsão: uma fonte de hi-

drocarbonetos que é o combustível na forma sólida e outra que forneça oxigênio, o oxidante, que pode estar tanto no estado gasoso como na forma líquida. Algumas das vantagens que este tipo de motor oferece em relação aos do tipo sólido e líquido são: custo bem inferior aos do tipo sólido; capacidade de ser impulsionado ou acelerado; impulso específico (Isp) maior do que o tipo sólido mas menor que o tipo líquido; segurança, em oposição à natureza frequentemente explosiva dos motores-foguete sólidos (MFS); capacidade de religar, armazenagem e reutilização entre outras (HAMMAD et al, 2016).

Na configuração mais simples de um propulsor híbrido, mostrada na Figura 7 o oxidante é injetado em um grão combustível cilíndrico com um furo central que pode possuir diferentes geometrias do propelente que são semelhantes às mostradas na Figura 6 cuja ligação está relacionada com a velocidade de queima do grão quanto com a sua superfície exposta às chamas de combustão (ARNONI, 2014).

Figura 7 - Motor de foguete tipo híbrido



Fonte: Adaptado de projeto e prototipagem de um motor de foguete híbrido de combustível sólido/oxidante líquido (2016).

O combustível é queimado através de um fluxo de oxidante passando pela porta de combustão do grão propelente. Como resultado, uma chama difusiva é estabelecida entre os produtos de gaseificação do propelente sólido e o oxidante. Neste processo uma camada limite é desenvolvida sobre a superfície condensada do combustível (SWAMI; GANY, 2002).

Através do controle de vazão do oxidante (propulsores híbridos convencionais) é possível o ajuste do empuxo do sistema propulsivo para os níveis desejados durante sua operação, bem como seu desligamento e religamento. Isto proporciona aos propulsores híbridos o controle do empuxo de forma menos dispendiosa que nos foguetes líquidos, pois a complexidade nos sistemas de propulsão líquida é muito maior. Com a variação da razão oxidante /combustível (razão O/F) pode-se controlar a temperatura dos gases de saída e variar a sua composição. É possível também obter variações de pressão e diferentes vazões mássicas, e

para alcançar um fluxo de massa oxidante/combustível otimizado, com alta eficiência e de forma estável, os projetistas aumentaram a área de queima superficial do grão combustível híbrido moldando múltiplas portas de combustível com uma grande câmara de pré-combustão ou múltiplos injetores (WALKER, 2015).

A construção deste tipo de motor é mais simples pois dispensa o uso de turbo bombas, o que diminui a complexidade das linhas de alimentação e pressurização do sistema e também terá efeito sobre a redução de peso do conjunto (ARNONI, 2014).

2.3 PARÂMETROS DE PROPULSÃO

2.3.1 Impulso

Impulso é a força que move o foguete através do ar e do espaço. É uma força gerada pelo sistema de propulsão do veículo que atua no seu centro de massa através da aplicação da terceira lei de movimento de Newton: para cada ação há uma reação igual e oposta. É uma grandeza vetorial definida por magnitude, direção e sentido. É medido em kg, Newtons e libras. Fisicamente é o resultado da pressão exercida internamente às paredes da câmara de combustão. A força de empuxo de um motor foguete é a reação experimentada pela estrutura do motor devido a ejeção de matéria a alta velocidade (BRAEUNIG, 2012).

Ocorre uma força resultante “F” devido a diferença de pressão interna nas paredes da câmara ser maior em relação a pressão externa ambiente, que é oposta à direção do jato de gás, chamada então, de empuxo, empurrando o conjunto motor foguete para cima. A Figura 8 mostra a força de empuxo e demais forças atuando sobre o foguete no momento do voo.

A magnitude do empuxo pode ser determinada pela equação geral de empuxo que depende da taxa de fluxo de massa do fluido de trabalho através do motor e da velocidade de saída e pressão do fluido de trabalho (BENSON, 2014).

O empuxo total é dado pela equação 5:

$$F = \dot{m}V_e + (P_e - P_a) A_e \quad (5)$$

Onde:

F empuxo é a força total produzida somente quando a pressão de saída do bocal se iguala a pressão ambiente (lb, N).

\dot{m} é a taxa de fluxo mássico do fluido atuante (lb/s, kg/s);

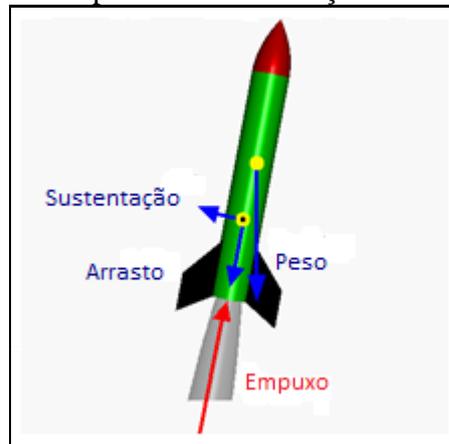
V_e é velocidade do fluido atuante onde sai do corpo livre (ft/s, m/s);

P_e é a pressão do fluido atuante no local em que o fluido sai do corpo livre (lb/ft², Pa);

P_a é a pressão em torno do corpo livre (lb/ft², Pa);

A_e é a área de saída do bocal (ft², m²).

Figura 8 - Mostra a força de empuxo e demais forças atuando sobre o foguete em vôo



Fonte: Adaptado de NASA (2014).

O impulso propõe o foguete, contudo a ação das forças contrárias tende a reduzir a velocidade do foguete. A força peso e a força de arrasto atuam desacelerando o foguete.

2.3.2 Impulso específico – Isp

Impulso específico (Isp) é uma medida da eficiência para se produzir empuxo nos motores de foguetes (propelentes) e motores a jato usando combustível. O impulso específico será exatamente proporcional a velocidade dos gases de exaustão quando motores cuja massa de reação for somente o combustível que eles carregarem. Um sistema de propulsão com um impulso específico maior usa a massa do propelente de forma mais eficiente. Sua unidade é segundos [s] (BENSON; HALL, 2015).

Conforme a pressão atmosférica diminui com a altitude, tanto o empuxo quanto o Isp aumentarão conforme o foguete atinge altitudes mais elevadas. (SUTTON; BIBLARZ, 2017). O impulso específico resultante produzido por um motor de medidas de teste estático, é obtido pela equação 6:

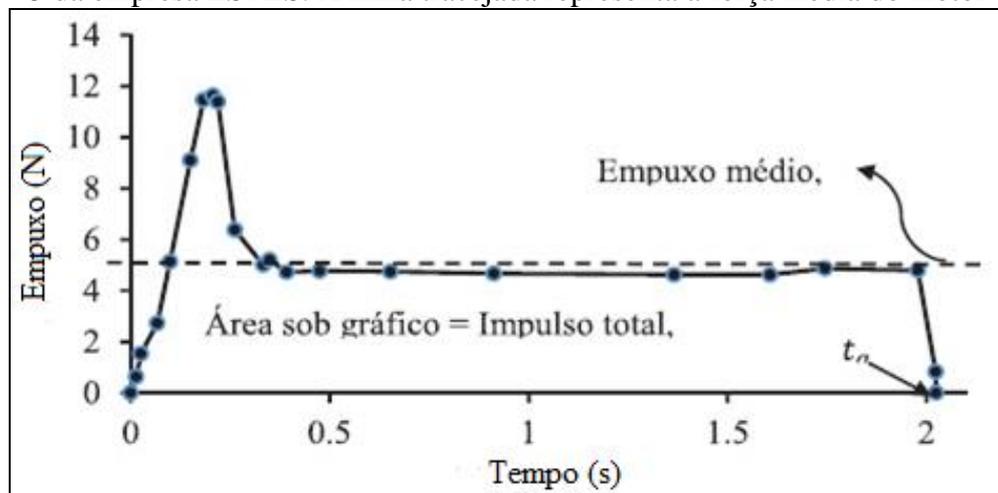
$$I_{sp} = I_t/W_p \quad (6)$$

Onde: I_t é o impulso total
 W_p é a massa do propelente.

2.3.3 Empuxo médio

A curva de empuxo apresentada na Figura 9, representa a força propulsiva (empuxo E) produzida pelo motor-foguete a cada instante de tempo (t). O empuxo médio é uma medida de quão lenta ou rapidamente o motor fornece sua energia total. Sua forma depende da geometria do grão-propelente. A curva de empuxo também pode ser chamada de curva empuxo-tempo ou curva de empuxo *versus* tempo.

Figura 9 - Curva de empuxo em função do tempo para um minifoguete comercial modelo C6-5 da empresa ESTES. A linha tracejada representa a força média do motor



Fonte: Minifoguete a propelente sólido: aspectos teóricos e propostas experimentais para o ensino de física (2020).

Em geral, o empuxo máximo (E_{max}) é atingido logo no início da queima, sendo razoavelmente maior do que o empuxo médio (E_{med}). Logo após, o empuxo se reduz para um patamar próximo do empuxo médio e assim se mantém até o fim da queima do propelente. O tempo de queima (T_q) do grão-propelente é dado em segundos. O empuxo médio é dado pela divisão do impulso total pelo tempo de queima do propelente e sua unidade é em [N]. Através de testes estáticos realizados em bancada, os dados referentes ao empuxo durante a queima do propelente vão sendo registrados num programa computacional e o resultado na forma de gráficos são gerados (ALVES, A. et al., 2020).

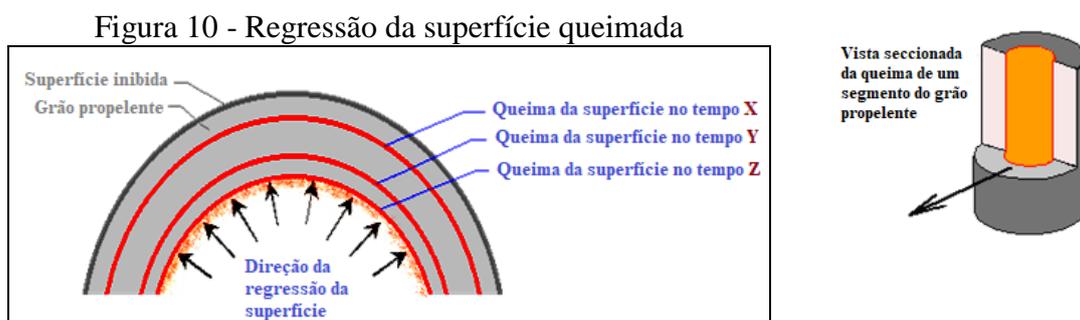
2.3.4 Taxa de queima

Uma combustão adequada e uniforme é determinante para se ter um bom projeto de motor foguete. Para tal, características como a superfície de queima, a geometria do grão e taxa de queima (velocidade com que ocorre a queima na superfície do grão propelente), são fatores essenciais. Ao ocorrer a queima da superfície do grão propelente, esta recua em uma direção essencialmente perpendicular do centro para a periferia e a taxa de regressão é expressa em cm/s, mm/s ou pol/s, chamada de taxa de queima “r” e pode variar significativamente para diferentes propelentes bem como com as condições de operação, composição e ou formulação do grão propelente (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

As formas de modificar a taxa de queima do propelente, como determiná-la experimentalmente, os processos físicos que ocorrem na superfície de queima e composição da mistura propulsora serão determinantes no sucesso de um projeto de motor foguete (NAKKA, 2001).

Conforme Sutton e Biblarz (2017), adicionando um catalisador (modificador de taxa de queima) ou aumentando a porcentagem do já existente, a diminuição do tamanho das partículas do oxidante e/ou aumento da porcentagem deste, entre outros, trará como resultado o aumento da taxa de queima do propelente sólido.

A Figura 10 mostra como ocorre a regressão da superfície. A queima parte do centro e vai retrocedendo radialmente para fora em tempos arbitrários. A área da superfície que são os arcos em vermelho, aumenta continuamente e a velocidade (taxa) de queima não é constante. Para controlar ou reduzir a área de queima inicial um material restritor ou inibidor, tipo um polímero, é aplicado (colado, pintado) a uma parte do grão para evitar a queima nessa superfície (NAKKA, 2003; SUTTON; BIBLARZ, 2016).



Fonte: Adaptado de Nakka (2003).

2.3.5 Velocidade característica (C^*)

A velocidade característica é um parâmetro utilizado para avaliar o desempenho de um propelente sólido, bem como a avaliação do desempenho de um determinado propelente em ensaios de menores escalas (PALMÉRIO, 2017; ARNONI, 2014).

2.4 CONSTITUINTES DOS PROPELENTES SÓLIDOS

Qualquer formulação de propelente sólido inclui dois ou mais dos seguintes componentes: oxidante (nitratos ou percloratos); combustível (sacarose, resinas orgânicas ou polímeros); compostos químicos combinando oxidantes e combustíveis (nitrocelulose ou nitroglicerina); aditivos para facilitar processos de produção ou alterar a taxa de queima e inibidores (fita de etilcelulose), para restringir superfícies de combustão (GABRIEL, 2014).

2.4.1 Oxidantes

Nitratos são sais inorgânicos assim como os percloratos. São os que produzem a alta energia de combustão, portanto tem um grau de importância elevado. Eles agem como oxidantes fornecendo oxigênio para a combustão da mistura propulsora. Tanto o nitrato de sódio (NaNO_3) como o de potássio (KNO_3) podem ser utilizados com bons resultados pois são muito similares nas suas características físicas. Outros oxidantes muito energéticos como o nitrato de amônio (NH_4NO_3) e perclorato de potássio (KClO_4) também podem ser utilizados, muito embora estejam sendo substituídos pelo perclorato de amônia (NH_4ClO_4) de melhor desempenho (CHATURVEDI; PRAGNESH, 2011, 2012; Meda et al., 2007). Podem apresentar-se todos na forma de pequenos grânulos cristalinos brancos ou incolores. Ressalta-se que os três últimos elementos químicos citados requerem um pouco mais de cuidado no seu manuseio, pois são mais propensos a uma reação explosiva.

2.4.2 Aglutinante

É um tipo de ligante ou aglutinante de grande importância sendo uma substância orgânica, rica em carbono e hidrogênio, que age como aglutinador fornecendo uma matriz estrutural na qual substâncias granulares sólidas são mantidas juntas em um propelente composto. Os elementos aglutinantes agem como combustível como no caso da sacarose (propelente feito de nitrato de potássio e açúcar), sendo oxidada no processo de combustão. O aglutinante tem

múltiplas funções pois, além de ser a principal fonte de carbono e hidrogênio do propelente, deve manter unidas as partículas do metal (tipos diferentes de propelentes podem conter partículas de metal) e do oxidante, formando uma consistente massa elástica capaz de resistir as solicitações provocadas pelas tensões mecânicas e térmica. Portanto, o aglutinante também contribui para as propriedades mecânicas e químicas do propelente. O tipo de aglutinante mais utilizado é o polibutadieno hidroxilado (HTPB), que é uma resina líquida (com hidroxilas nas terminações), funciona como um veículo homogeneizando todos os demais componentes permitindo maiores frações sólidas e razoáveis propriedades físicas. Outros como o polibutadieno carboxilado (CTPB) e nitrocelulose (NC), são os de uso mais comum como aglutinante nos propelentes sólidos (SCIAMARELI, et al., 2002; Galfetti et al., 2006, Meda et al., 2005).

2.4.3 Aditivos

São muitas as finalidades dos aditivos, tais como: prevenir a deterioração e ataque da umidade durante a estocagem através da estabilidade química; no controle das propriedades reológicas durante a fabricação do propelente (fluidez para extrusão ou moldagem, melhora na viscosidade da mistura), tempo de cura; na modificação de diversas propriedades mecânicas, químicas e balísticas dos propelentes sólidos: aumentando ou diminuindo a velocidade (taxa) de combustão (catalisadores e inibidores, respectivamente); controlando as propriedades de absorção de radiação na queima do propelente; diminuindo a deformação elástica e aumentando a resistência mecânica e minimizar a sensibilidade térmica. A inclusão de aditivos na mistura propulsora, usualmente é em pequenas quantidades. Alguns tipos de aditivos utilizados em misturas de KNSu são: óxido férrico (Fe_2O_3), sulfato de ferro (Fe_2SO_4), alumínio (Al), magnésio (Mg), carbono (C) como o carvão, enxofre (S), dicromato de potássio ($\text{K}_2\text{Cr}_2\text{O}_7$), entre tantos outros (GABRIEL, 2014; ADENIYI et al., 2021).

2.4.4 Combustível

Metais atuando como combustível como o boro ou alumínio, este segundo, como ingrediente metálico, é mais amplamente utilizado, mas outros metais como Be, Mg, Zr, Ti, também são incorporados nas misturas de propelentes. As vantagens da adição de finíssimas partículas metálicas de alumínio na ordem da grandeza de micron a nano, é na melhora do calor de combustão, na sua temperatura, na energia de densidade do propelente e consequen-

temente no impulso específico. Há compostos que atuam tanto como oxidante como combustível (Galfetti et al., 2003, Galfetti et al., 2004).

2.4.5 Plastificante

É utilizado como aditivo a fim de aumentar a flexibilidade, maleabilidade e trabalhabilidade do propelente no momento de sua fabricação e também aumenta seu impulso específico. Este componente age melhorando as propriedades do grão propelente reduzindo o módulo de elasticidade e a resistência mecânica do material. O plastificante influencia positivamente no armazenamento, transporte e utilização da carga sólida propulsora. Alguns são melhores que outros. Plastificantes são substâncias de baixo peso molecular adicionado ao grão propelente a fim de deixá-lo mais flexível facilitando sua moldagem. Trata-se de um líquido orgânico de baixa viscosidade que contribui na energia térmica da oxidação. A adição de plastificante melhora notavelmente as propriedades mecânicas na manufatura do propelente (LIBARDI et al., 2010; SCIAMARELI et al., 2002).

2.4.6 Agente de cura

A massa do propelente quando na forma líquida necessita de um agente endurecedor, um reticulante, atuando na formação de cadeias mais longas de maior massa molar e intertravamento entre estas cadeias, promovendo a formação de ligações cruzadas nos constituintes da massa polimérica do propelente, resultando na sua cura ou solidificação. Embora presente em pouca quantidade, sua presença contribui nas propriedades físicas do propelente, na sua capacidade de fabricação e no seu envelhecimento. É usado apenas com propelentes compostos e alguns exemplos deles são: Tolueno diisocianato (TDI), Isoforonadiisocianato (IPDI), Hexametileno diisocianato (HMDI), p-Fenilenodiisocianato (PDI), 1,5-Naftaleno diisocianato (NDI), Metileno-bis(p-fenil-isocianato) (MDI), entre outros (SCIAMARELI et al., 2002; CHATURVEDI; PRAGNESH, 2019).

2.4.7 Catalisador

De acordo com Yadav, Srivastava e Varma (2020), catalisadores como os óxidos de metais de transição, por exemplo: óxido férrico, óxido de cobalto, óxido de manganês, óxido de crômio, etc. costumam ser utilizados para melhorar o processo de decomposição dos propelentes compósitos. A eficiência catalítica desses óxidos reside no tamanho de partícula, área de superfície e estrutura cristalina. Esses materiais na faixa de nanoescala podem ter potencial

para reduzir a energia de ativação, garantir rápida ignição e tempo de reação reduzido e são vantajosos em relação aos catalisadores de tamanho bruto. Propriedades catalíticas dos nanomateriais como estabilidade térmica e sensibilidade a choque ou impacto, estão associadas à sua estrutura cristalina, tamanho, área de superfície, qualidade dispersiva e natureza da aglomeração, que por sua vez depende muito de sua metodologia de preparação. Os catalisadores às vezes são chamados de modificadores de taxa de queima pois tanto podem aumentar quanto diminuir a velocidade de combustão, por exemplo, o óxido férrico aumenta a taxa, enquanto que o fluoreto de lítio diminui a velocidade de queima (SUTTON e BIBLARZ, 2001). Estes modificadores ajudam a ajustar a taxa de queima para se adequar ao design do grão e aos requisitos de tempo de impulso.

2.5 DIFERENTES AGENTES OXIDANTES E RESPECTIVOS DESEMPENHOS

Na literatura pode-se encontrar diferentes agentes oxidantes utilizados como propulsores e com diferentes desempenhos nas variáveis do impulso, impulso específico, empuxo médio, taxa de queima e velocidade característica. De acordo com Stancato et al. (2000), um teste de desempenho do NaNO_3 numa proporção de mistura de 60% deste sal oxidante com 40% de açúcar como combustível, obteve-se um resultado do motor-foguete em relação ao empuxo máximo de 1540 N e um impulso total de 3000 Ns com uma taxa de queima de 0,3353 cm/s. O impulso total é definido como a integral de empuxo (F) pelo tempo (t) de duração da operação do motor, conforme a equação (7):

$$I_t = \int_0^t F dt \quad (7)$$

Com isto pode-se elaborar um gráfico com a curva empuxo-tempo. Todavia não seja amplamente utilizado em foguetes, o propelente açúcar-nitrato de sódio mostrou-se uma excelente alternativa para foguetes experimentais de médio porte, principalmente por características de disparo seguras e de baixo custo.

Já em outro experimento, conforme Tosin et al. (2003), os resultados do teste estático no motor alcançaram um impulso específico (Isp) no valor de ~ 101 s. Este valor é significativamente maior do que um encontrado na literatura em testes semelhantes relatados com Isp ~ 71 s, sob mesmas condições de combustão do propelente. Embora o impulso específico deste propelente seja relativamente baixo se comparado a outros compósitos comumente empregados, os resultados mostram que o referido propelente é capaz de atender a todos objetivos de design, o que o torna uma escolha excelente para este aplicativo. O impulso específico depen-

de diretamente do propelente empregado, bem como as condições de queima na câmara de combustão. Quanto maior o impulso específico, menos massa de propelente deve ser carregada a bordo do foguete para cumprir sua tarefa.

O propelente empregado é uma mistura de massa nitrato de sódio-sacarose finamente moído na proporção de 3 kg de oxidante para 2 kg de açúcar, ou seja, na razão de 3:2.

O impulso total obtido em bancada estática foi de 4300 Ns. No teste de vôo o impulso total obtido foi de 4440 Ns.

Segundo Singh (2015) propelentes feitos com nitrato de potássio e açúcar tem um impulso específico (Isp) entre 115 e 130 segundos, já um propulsor compósito feito com perclorato de amônia registra uma média de Isp de 150 a 180 s. Uma mistura feita na razão de 65% de KNO_3 e 35% de sorbitol consegue atingir um empuxo máximo de até 110 N e um Isp entre 110 e 125 s, e pode atingir um empuxo médio de 40 N. Contudo já se registrou casos de mistura de KNO_3 , sorbitol e aditivos, atingindo empuxo médio de até 100 N, com um Isp de até 128s e impulso total de até 735 Ns.

Pode-se concluir que os resultados de desempenho podem variar muito e estão intrinsecamente ligados desde a manufatura do propelente e de todos os componentes escolhidos, da geometria do grão, da proporção oxidante/combustível, taxa de queima, das dimensões das partes do motor-foguete e dos materiais envolvidos na sua constituição, sendo determinantes no sucesso do projeto.

3 METODOLOGIA

3.1 MATERIAIS

O nitrato de potássio utilizado neste estudo foi purificado de um fertilizante de nome comercial “Krista K”, do fabricante Yara, com teor de potássio de 43% em massa. O nitrato de sódio foi adquirido de um comércio de produtos químicos, nome comercial nitrato de sódio (salitre do Chile), do fabricante Basf. Na produção do propelente também foram utilizados açúcar refinado e bicarbonato de sódio adquiridos do comércio local.

3.1.1 Microscopia eletrônica de varredura de emissão de campo

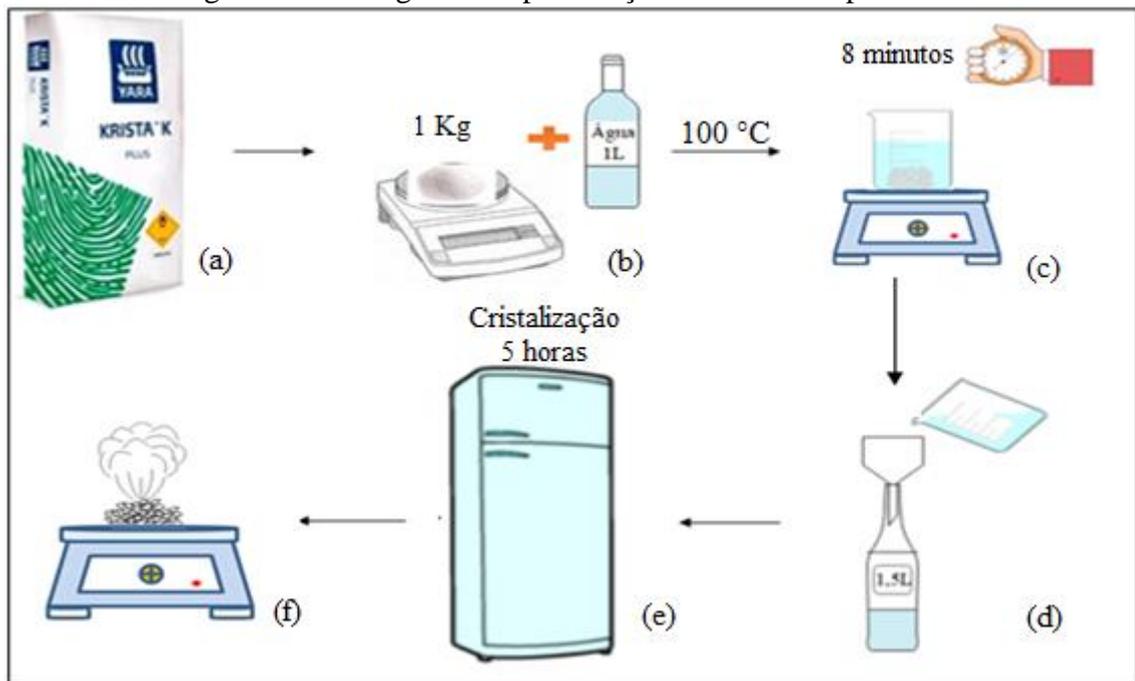
Foram realizadas análises de microscopia eletrônica de varredura de emissão de campo (MEV-FEG), com espectroscopia por dispersão em energia (EDS), utilizando um microscópio da marca Tescan - modelo FEG Mira 3 (República Tcheca), para os sais testados. A tensão de aceleração utilizada nessa análise foi de 10 kV e as análises foram realizadas no Laboratório Central de Microscopia da UCS.

3.2 MÉTODOS

3.2.1 Obtenção do nitrato de potássio purificado

O nitrato de potássio utilizado nesse estudo como agente oxidante foi purificado a partir de fertilizante comercial “Krista K” (a), a fim de obter nitrato com elevado grau de pureza. Já o nitrato de sódio foi adquirido na sua forma pura. Assim, foram transferidos 1 kg de fertilizante (a base de potássio), juntamente com 1 L de água (b), para um recipiente que foi colocado sobre uma chapa de aquecimento a temperatura de 100 °C. Após a mistura iniciar a fervura foram cronometrados 8 min (c) e ao término deste tempo o líquido foi transferido para uma garrafa PET de 1,5 L (d) imediatamente posta em refrigerador por 5h para que ocorra o processo de cristalização (e). Após transcorrido esse período, o sobrenadante foi removido e os cristais obtidos foram secos utilizando-se uma chapa de aquecimento para evaporar o líquido remanescente (f). A Figura 11 apresenta as etapas do processo de purificação do fertilizante a fim de obter apenas o KNO_3 na sua forma pura.

Figura 11- Fluxograma da purificação do nitrato de potássio



Fonte: O Autor (2021).

3.2.2 Produção do propelente sólido

A proporção em massa de agente oxidante (nitrato de potássio e nitrato de sódio) que se testou foi de 55%, 65% e 75% em massa, enquanto que a de açúcar refinado foi de 45%, 35% e 25%, respectivamente, com uma quantidade de água proporcional a quantidade de propelente produzida foi utilizada. A Tabela 1 apresenta as misturas avaliadas. Cada batelada de produção do propelente foi de 500 g (a). Com a chapa de aquecimento a temperatura de 100 °C foi iniciado o processo de produção da mistura do propelente.

Tabela 1- Formulações de propelente a serem desenvolvidas

Amostra	KNO ₃ (%)	NaNO ₃ (%)	Açúcar (%)
55KNO ₃ /45A	55	—	45
65KNO ₃ /35A	65	—	35
75KNO ₃ /25A	75	—	25
55NaNO ₃ /45A	—	55	45
65NaNO ₃ /35A	—	65	35
75NaNO ₃ /25A	—	75	25

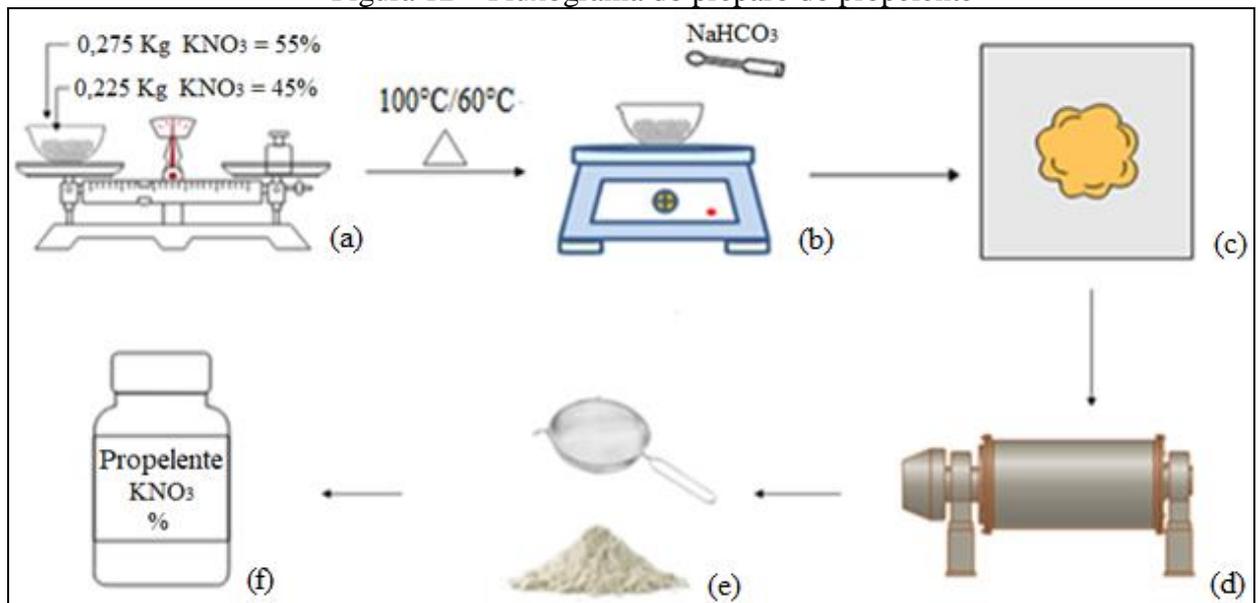
Fonte: O Autor (2021).

Quando a mistura adquiriu uma viscosidade consistente, a temperatura da chapa de aquecimento foi reduzida para 60 °C a fim de evitar a decomposição do açúcar. Após a eva-

poração da água, foi adicionada uma ponta de espátula de bicarbonato de sódio (NaHCO_3) na mistura para auxiliar no controle da umidade do produto final (b). Após evaporar toda a água, a mistura foi transferida para uma superfície plana e fria até atingir a temperatura ambiente (c).

Quando o propelente atingiu a temperatura ambiente, foi realizada sua moagem em moinho de rolos (d). Após este processo, os grãos foram peneirados para maior uniformização. O tamanho médio das partículas é de 0,5 mm (e). O propelente moído foi armazenado em recipiente vedado (f). A Figura 12 mostra as etapas de produção do propelente à base de KNO_3 .

Figura 12 – Fluxograma do preparo do propelente



Fonte: O Autor (2021).

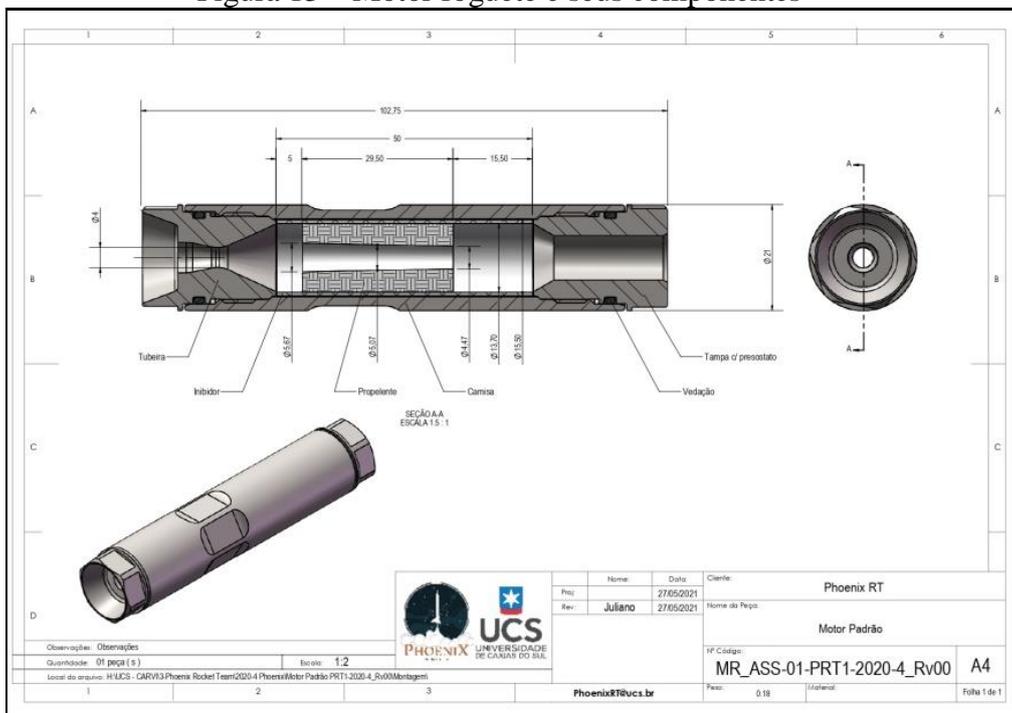
3.2.3 Obtenção e teste do motor-foguete

O propelente moído foi inserido no interior do motor foguete. A preparação de grão propelente por compactação de componentes em uma matriz com o uso de uma máquina de prensa hidráulica a fabricação a frio, de maneiras diferentes, foi utilizado por Marchi et al. (1990), Moro (2013) e Thompson (2014). A Figura 13 apresenta um motor foguete e seus componentes. Para isso, foi utilizada uma prensa hidráulica operando com uma pressão de 4 bar.

A quantidade total de propelente utilizada no motor foi previamente pesada sendo moldada por compressão no motor em diversas etapas, para garantir melhor eficiência no processo. Os parâmetros de desempenho de cada formulação de propelente, tais como tempo de

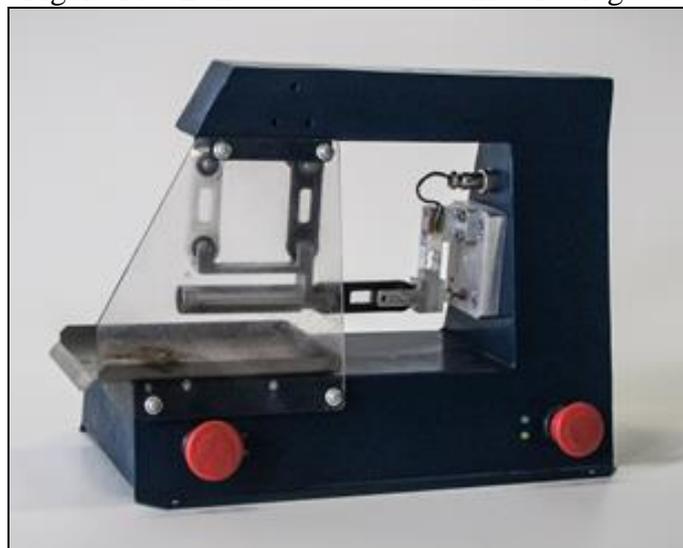
queima, impulso total, impulso específico, empuxo máximo, empuxo médio e velocidade de ejeção dos gases - foram obtidos em quintuplicata por meio de testes utilizando uma bancada estática que possui aquisição de dados em tempo real e que através de um programa desenvolvido pelos membros do grupo de foguetes PHOENIX RT da UCS/CARVI forneceu os dados para obtenção de curvas de força versus tempo. A Figura 14 apresenta a bancada de teste estático de motores foguete utilizada neste estudo.

Figura 13 – Motor foguete e seus componentes



Fonte: Grupo de foguetes Phoenix RT da UCS/CARVI (2021).

Figura 14 – Bancada de testes dos motores foguete

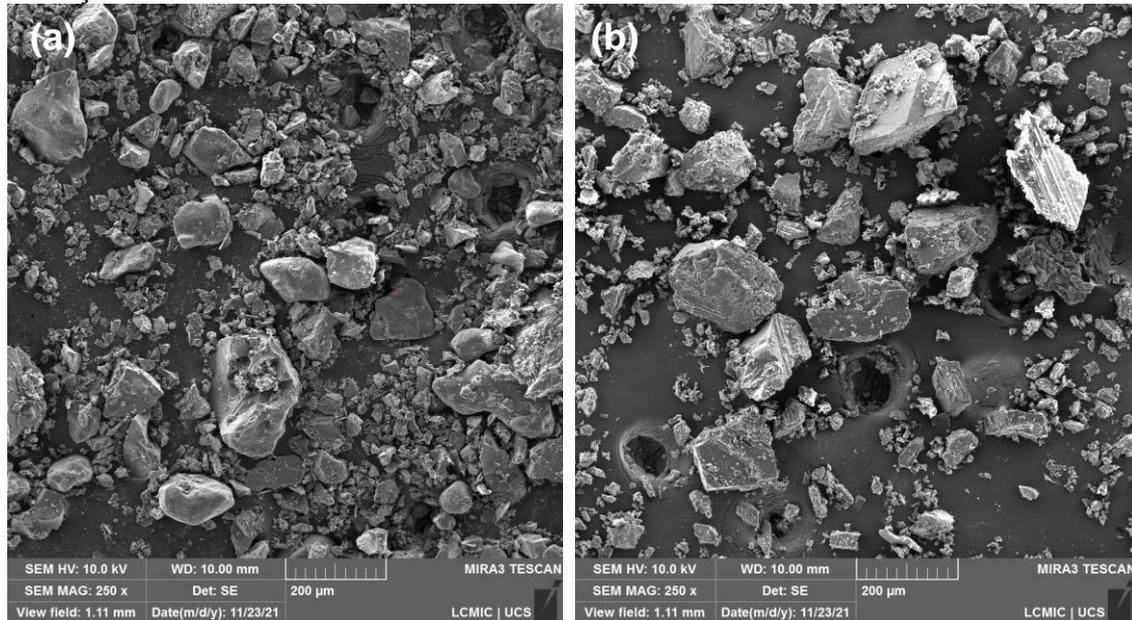


Fonte: Grupo de foguetes Phoenix RT da UCS/CARVI (2021).

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Nesta parte do trabalho foram abordados os resultados e discussões dos ensaios realizados em amostras de propelente sólido produzidas com KNO_3 e NaNO_3 . Na Figura 15 pode-se observar o aspecto morfológico dos sais utilizados na preparação dos propelentes.

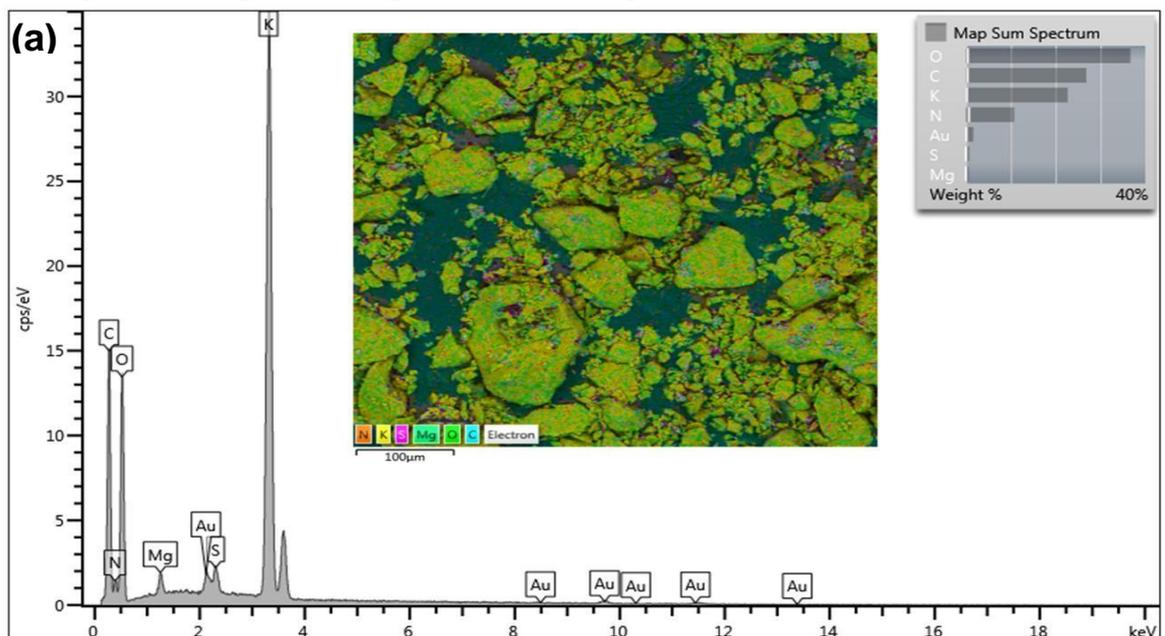
Figura 15 – Micrografias obtidas a partir dos cristais de KNO_3 (a) e NaNO_3 (b) com magnificação de 250 x.

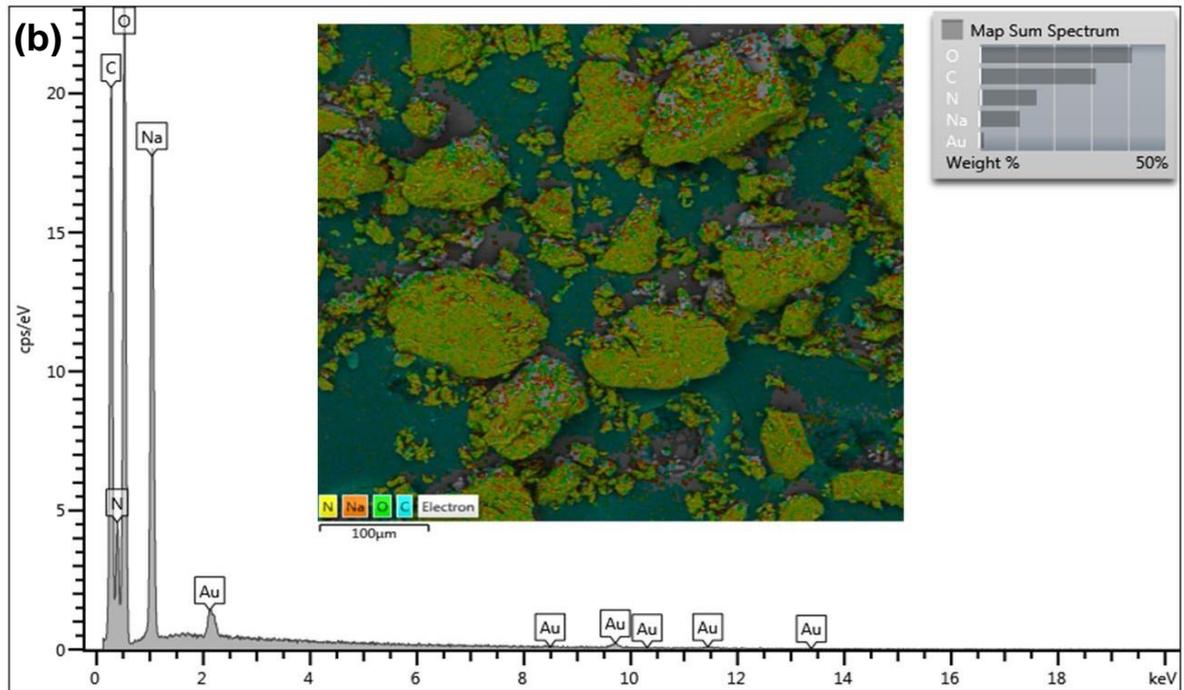


Fonte: Laboratório Central de Microscopia da UCS (2021).

Os dois sais testados apresentam morfologias semelhantes. Observam-se cristais com aspecto irregular e com diversos tamanhos de partículas. Na Figura 16 são apresentados os resultados do EDS.

Figura 16 – Espectro e mapeamento obtidos para os cristais de KNO_3 (a) e NaNO_3 (b)





Fonte: Laboratório Central de Microscopia da UCS (2021).

A partir do espectro de EDS mostrado na Figura 16 (a) pode-se verificar que no KNO_3 além do C e Au, provenientes da fita de carbono e do recobrimento da amostra, respectivamente, tem-se a presença de Mg e S como contaminantes. Tanto o Mg quanto o S podem ser oriundos do fertilizante comercial, que foi a base para obtenção do KNO_3 pelo processo de recristalização, conforme descrito na seção de metodologia. Com base no espectro de EDS para o NaNO_3 , mostrado na Figura 16 (b), não foi possível constatar a presença de nenhum elemento contaminante no sal de sódio.

4.1 AVALIAÇÃO DO DESEMPENHO DO PROPELENTE DESENVOLVIDO COM KNO_3

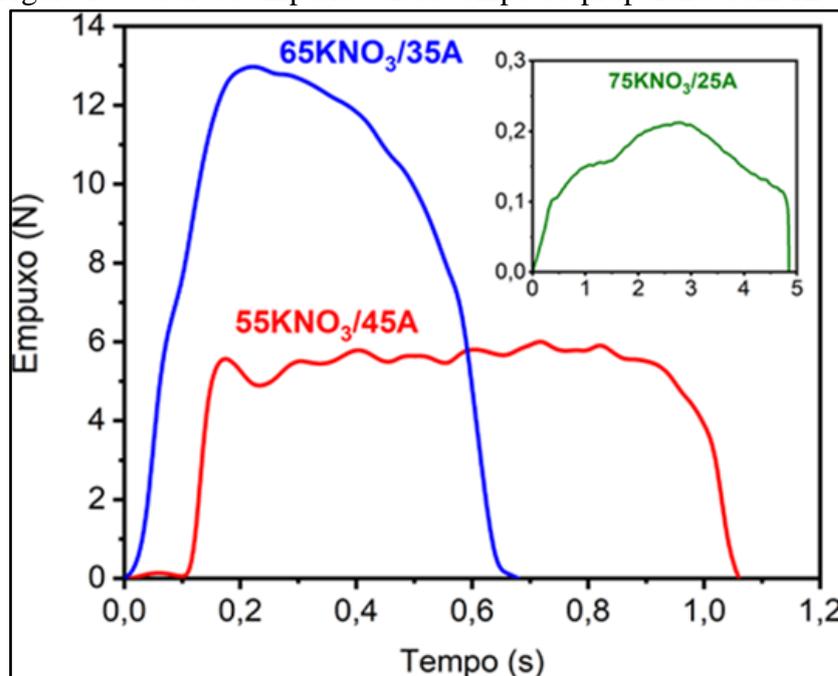
A partir dos ensaios realizados em bancada estática calibrada, equipamento este que possui uma célula de carga acoplada funcionando como um transdutor de força que registrou os dados obtidos e posteriormente traçaram-se as curvas de empuxo versus tempo dos motores-foguete obtidas experimentalmente.

Com o auxílio de um sistema de aquisição de dados, obteve-se os valores do empuxo em tempo real durante o processo de queima do propelente presente no interior do motor (MARCHI, 2014). Com o auxílio de um computador e as informações registradas os gráficos com as curvas foram disponibilizados.

A Figura 17 apresenta as curvas empuxo versus tempo dos testes realizados com as três proporções de cargas propelentes. Ressalta-se que de acordo com a literatura, conforme Nakka (2017), a proporção padrão de constituintes para KNSu é de 65% de nitrato de potássio e 35% de sacarose, em massa. Essa proporção provou fornecer o melhor desempenho geral combinado com qualidades de fundição aceitáveis. A proporção padrão de 65/35 tende a ser usada pela maioria dos experimentalistas.

Pode-se notar o alto desempenho com a proporção de 65% de KNO_3 , mistura esta considerada ideal, representada pela curva azul atingindo 13 N de empuxo máximo em um tempo de queima de 0,21 s, mas logo a seguir nota-se um decaimento da força e o tempo total de queima do propelente se estabelece em 0,68 s aproximadamente. Já a mistura com 55% de KNO_3 que é a curva em vermelho, obteve praticamente um desempenho constante de 4,7 a 4,8 N de empuxo e um tempo de queima um pouco mais longo cujo início significativo dá-se em 0,1 s e o término em 1,06 s. E por último tem-se o preparado com 75% de sal oxidante resultando numa curva (de cor verde), bem inferior as demais com um empuxo de 0,22 N e tempo de queima bem lento durando até pouco menos de 5 s.

Figura 17 – Curvas empuxo versus tempo do propelente com KNO_3



Fonte: O Autor (2021).

Na Tabela 2 (p. 41), encontra-se uma compilação das médias obtidas dos 5 (cinco) experimentos realizados para cada mistura de grão propelente num total de quinze, juntamente com os desvios padrão correspondentes as cargas propelentes testadas. A amostra com 65%

em massa de KNO_3 apresentou os melhores resultados em todos os parâmetros testados, acima das demais composições avaliadas.

Destaca-se o tempo de queima de 0,66 s, um impulso específico cuja medida serve para avaliar a eficiência dos propelentes de foguetes, foi de 83,56 s alcançando um empuxo máximo de 12,97 N. Somado a estes dois últimos elementos, resultou-se em uma elevada velocidade característica de 819,77 m/s. A proporção oxidante/combustível de 65% nitrato de potássio e 35% açúcar é a que obteve melhores resultados.

Na comparação de resultados do primeiro ensaio com 55% de KNO_3 e 45% de sacarose constata-se na média geral, um desempenho um pouco inferior em relação a análise anterior e como exemplo tem-se o tempo de queima de 0,96 s, com um impulso total de 4,41 N.s e um Isp de 61,29 s. Com a redução da quantidade de oxidante e aumento de combustível que é o açúcar, a queima do propelente não foi a ideal deixando resíduos de uma combustão incompleta diferentemente da primeira análise cuja combustão foi total com uma formação residual desprezível.

Por último, testou-se a proporção de 75% sal oxidante e adição de 25% de sacarose que é o reagente que deve ser consumido em contato com o oxigênio enquanto que o oxidante é responsável por liberar mais oxigênio e intensificar a combustão (MARCHI, 2020). Analisando os resultados, verifica-se que o tempo de queima foi o mais longo cerca de 4,14 s, com um impulso total de 0,64 N.s e empuxo máximo de 0,21 N. Resultados bem inferiores - em relação aos testes anteriores realizados com proporções menores de nitrato de potássio, não havendo uma queima homogênea entre os dois componentes da mistura e uma grande formação residual de material não queimado adequadamente ficou presente nos motores foguete.

Conforme tabela da classificação proposta pela National Association of Rocketry (NAR) motores de foguete que utilizam como propelente sólido o KNSu, podem ser classificados de acordo com o impulso total produzido pelo motor. Das três diferentes formulações de propelente sólido a amostra que teve maior destaque foi a KNSu/65%, sua classificação é classe "C", onde o impulso total pode variar entre 5,01 e 10,0 N.s, ficando na categoria de baixa potência. Para a amostra de 55% de propelente a classe é "B" onde o impulso total varia entre 2,51 e 5,00 N.s e a categoria é a mesma da anterior. Já para a amostra 75%, fica na classe "1/2 A" onde a variação do It é de 0,626 a 1,25 N.s e pertence também a categoria de baixa potência (NAR, 2019).

Tabela 2 – Parâmetros obtidos para o propelente a base de KNO_3

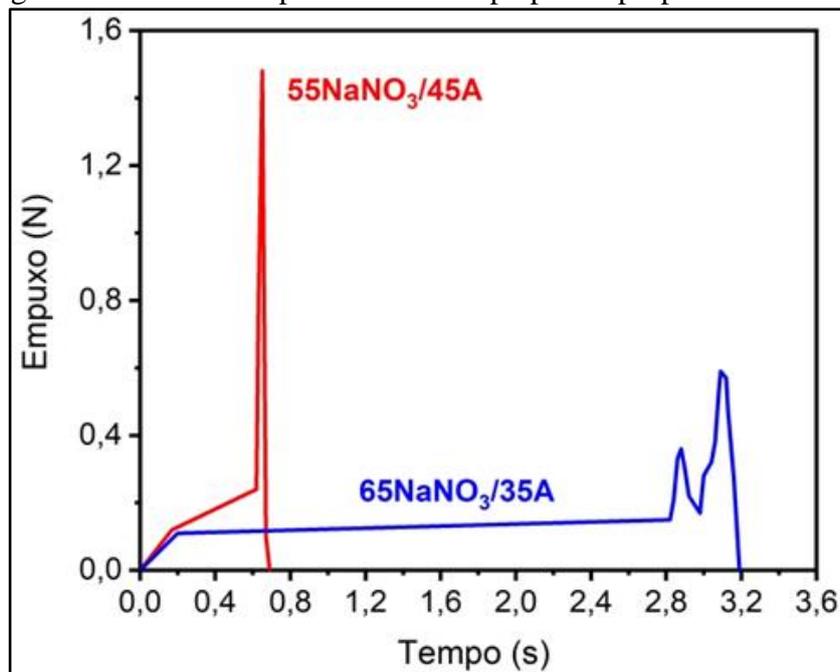
Amostra	Massa (g)	Tempo (s)	It (N.s)	Is (s)	Empuxo máximo (N)	Empuxo Médio (N)	C* (m/s)
55% KNO_3 45% Açúcar	7,32 $\pm 0,18$	0,96 $\pm 0,12$	4,41 $\pm 0,55$	61,29 $\pm 6,25$	6,79 $\pm 1,87$	4,65 $\pm 0,83$	601,24 $\pm 61,30$
65% KNO_3 35% Açúcar	7,10 $\pm 0,22$	0,66 $\pm 0,03$	5,82 $\pm 0,22$	83,56 $\pm 2,52$	12,97 $\pm 1,27$	8,83 $\pm 0,33$	819,77 $\pm 24,72$
75% KNO_3 25% Açúcar	7,06 $\pm 0,10$	4,14 $\pm 0,50$	0,64 $\pm 0,13$	9,26 $\pm 1,96$	0,21 $\pm 0,03$	0,15 $\pm 0,02$	90,80 $\pm 19,20$

Fonte: O Autor (2021).

4.2 AVALIAÇÃO DO DESEMPENHO DO PROPELENTE DESENVOLVIDO COM NaNO_3

Na Figura 18 apresentam-se as curvas obtidas com as formulações 55/45 e 65/35 (nitrato de sódio e açúcar respectivamente). Não foi possível obter a curva referente à proporção de 75/25 devido a não ignição da mistura propulsora.

Figura 18 – Curvas empuxo versus tempo para o propelente com NaNO_3



Fonte: O autor (2021).

O grão propelente contendo nitrato de sódio para estes ensaios, (vide Figura 12 – Fluxograma do preparo do propelente, p. 34), acompanhou a mesma metodologia de preparo em relação ao KNO_3 . Pode-se perceber tanto pelas curvas em vermelho e azul com diferentes combinações de sal oxidante e sacarose, que a queima foi bastante irregular bem como o em-

puxo registrado de 1,5 N no tempo de 0,6 s e logo a seguir uma queda abrupta em 0,7 s encerrando o ciclo. Já na curva representada pela cor azul esperava-se um resultado melhor mas no entanto, somente com 2,8 s de queima houve um pequeno pico de empuxo de 0,38 N e em 3,1 s um outro maior de 0,6 N terminando em 3,2 s.

Conforme a literatura encontrada sobre ensaios com este tipo de oxidante, a metodologia de preparação do grão propelente difere um pouco da utilizada neste trabalho, pois não utiliza água no preparo e a proporção dos dois componentes também foi diferente.

De acordo com Tosin et al. (2003), utilizou-se uma proporção de 3 partes de NaNO_3 e 2 de açúcar com aquecimento lento, controle de temperatura, misturando-se bem até a formação de uma pasta homogênea, a seguir, despejada num molde de papel revestido internamente com folha de acetato, depois selado e posto num cilindro refratário para resfriar lentamente. Após resfriado, o propelente que permanece envolto pelo molde é removido do cilindro e pode então ser estocado por alguns dias sem o contato com a atmosfera. Obteve bons resultados com 2 kN de empuxo máximo a 1,3 s após ignitado, um It de 4440 N.s ao final da queima e um Isp de 101 s na bancada estática. Deve-se levar em conta a massa de propelente produzida e da forma como foi preparada também para tais valores atingidos.

Uma característica em comum relatada é a higroscopicidade, isto é, a capacidade de absorver a umidade do ar do NaNO_3 ser bem maior em relação a do KNO_3 . Ainda segundo Tosin et al. (2003), havia a absorção excessiva de umidade devido a alta capacidade higroscópica de seus componentes durante a moldagem do propelente não isolando-o da atmosfera, portanto não permitia a sua estocagem. Neste trabalho os pequenos motores- foguete feitos de polipropileno ficaram estocados dentro de dessecador com sílica gel a fim de reduzir a absorção de umidade.

Conforme os resultados apresentados relacionados aos ensaios do NaNO_3 na Tabela 3 pode-se observar que o desempenho das misturas propelentes não atingiu resultados próximos aos obtidos do KNO_3 . A proporção de propelente que teoricamente deveria ter um comportamento melhor, que é a de 65/35 apresentou desempenho inferior a mistura com NaNO_3 , tanto no tempo de queima, quanto nos demais parâmetros avaliados, como impulso total, impulso específico, empuxo máximo, empuxo médio e velocidade característica em relação ao propelente com 55/45.

A proporção que não ignitou foi a de 75/25. O propelente não teve energia para dar início a queima e reação similar ocorreu com as outras composições de mistura onde ocorria a ignição mas parecia não haver energia na combinação oxidante/combustível para que houvesse uma combustão mais intensa, havendo apenas uma certa carbonização do propelente.

Tabela 3 – Parâmetros obtidos para o propelente a base de NaNO_3

Amostra	Massa (g)	Tempo (s)	I_t (N.s)	I_s (s)	Empuxo Máximo (N)	Empuxo Médio (N)	C^* (m/s)
55% NaNO_3 45% Açúcar	8,32 $\pm 0,09$	0,76 $\pm 0,08$	0,15 $\pm 0,02$	1,58 $\pm 0,40$	1,84 $\pm 0,54$	0,30 $\pm 0,13$	15,48 $\pm 3,95$
65% NaNO_3 35% Açúcar	8,78 $\pm 0,10$	0,29 $\pm 0,06$	0,13 $\pm 0,02$	1,52 $\pm 0,24$	0,76 $\pm 0,15$	0,41 $\pm 0,11$	14,90 $\pm 2,34$
75% NaNO_3 25% Açúcar	Não ignitou						

Fonte: O autor (2021).

A Figura 19 apresenta os tubos de motor-foguete feitos de polipropileno (PP) com o propelente prensado no seu interior (NaNO_3), cujas dimensões são de 50 mm de comprimento e 15 mm de diâmetro. Pode-se observar pela imagem de que houve uma certa carbonização e não uma combustão que consumisse o propelente. Ainda na imagem constata-se um motor-foguete não ignitado de composição 75/25 cuja característica visual não apresentou mudança significativa. Por fim a massa residual de propelente não queimado está em conformidade com a Tabela 4 com 94,73% para a composição de 55/45 equivalendo a 7,88 g de resíduo e 94,19% para a de 65/35 equivalendo a 8,27 g de massa residual.

Figura 19 – Motores-foguete de PP com NaNO_3 não queimados adequadamente



Fonte: O Autor (2021).

A Tabela 4 apresenta os valores residuais da massa de propelente utilizada nos ensaios dos motores-foguete. Nela pode-se constatar que a menor porcentagem residual decorre da

queima da mistura 65/35 de nitrato de potássio e sacarose com apenas 4,28% correspondendo a 0,31 g de matéria residual queimada, com um desvio padrão de apenas 0,13. Seguiu-se com um teor um pouco maior de 4,61% para a proporção de 55/45 equivalendo a 0,327 g de resíduo da combustão e a terceira de 75/25 foi a maior, restando 84,13% no interior do motor-foguete, portanto 5,94 g de massa residual não consumida para esta proporção de agente oxidante/combustível, pois a combustão foi muito fraca em decorrência de pouco açúcar (combustível) para reagir com o KNO_3 .

Comparando as massas residuais de ambas as amostras de propelente, verifica-se que o nitrato de sódio ficou com uma massa residual de pouco mais de 20 vezes superior a de nitrato de potássio para ambas as proporções de 55/45 e 65/35 sendo que a de 75/25 de KNO_3 ficou mais próxima daquela de nitrato de sódio não ignitado pois se nada foi consumido a quantidade de propelente era de 100%, portanto cerca de 16% abaixo.

Tabela 4 – Teores de massa residual obtidos com base na massa de propelente utilizada após os testes do motor-foguete

Amostra	Massa residual (%)	Amostra	Massa residual (%)
55% KNO_3 45% Açúcar	4,61 $\pm 1,04$	55% NaNO_3 45% Açúcar	94,73 $\pm 1,40$
65% KNO_3 35% Açúcar	4,28 $\pm 0,13$	65% NaNO_3 35% Açúcar	94,19 $\pm 0,45$
75% KNO_3 25% Açúcar	84,13 $\pm 2,93$	75% NaNO_3 25% Açúcar	Não ignitou

Fonte: O Autor (2021).

5 CONCLUSÃO

Conforme o objetivo deste trabalho em determinar qual dos dois agentes oxidantes, o nitrato de sódio ou o nitrato de potássio, apresentaria melhores resultados nos testes para as composições contendo 55/45, 65/35 e 75/25 de ambos agentes oxidantes, verificou-se que o nitrato de potássio obteve desempenho superior ao nitrato de sódio.

Quando compara-se nas várias literaturas sobre o assunto referente a proporção de mistura propelente feita com nitrato de potássio e sacarose todas são bastante assertivas ao mencionar que o melhor rendimento nas características avaliadas é atingida na relação de 65% KNO_3 e 35% sacarose que provou fornecer o melhor desempenho geral durante a combustão conforme resultados obtidos.

Neste teor de agente oxidante/combustível, ocorreu a melhor queima da mistura propelente produzindo o maior empuxo máximo (12,97 N), a menor taxa de queima (0,66 s), seguiram-se com resultados superiores as demais características comparadas com as outras proporções testadas e também com relação as de nitrato de sódio.

Apesar de as massas residuais após a combustão das formulações 55/45 e 65/35 de KNO_3 /açúcar, ficarem próximas com 4,61% e 4,28% respectivamente, as características propulsivas (55/45) se situaram em um patamar um pouco inferior, tais como o Isp (4,41 N.s), a velocidade de ejeção dos gases (601,24 m/s), assim como as demais.

Os resultados acima ficaram abaixo relativos a proporção com 65/35 mas muito superiores se comparadas com a de 75/25 que demonstrou pouca intensidade de combustão devido ao pouco combustível para reagir com uma quantidade maior de nitrato de sódio ficando assim com um desempenho muito inferior às outras composições comentadas.

Por fim, o nitrato de sódio é um agente oxidante que obteve bons resultados em determinadas literaturas (respeitada a metodologia de seu preparo), mas conforme os ensaios realizados com as três composições de propelente de ambos agentes oxidantes, provou pelo menos neste trabalho, que não obteve bom desempenho em nenhuma das composições das misturas preparadas ao ser comparado com o nitrato de potássio que teve mais energia e queimou com mais intensidade resultando em um melhor desempenho.

6 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Para futuros trabalhos utilizando o nitrato de sódio como um possível propelente, pode-se mudar o método de preparo seguindo os passos dos trabalhos de Tosin et al. (2003), e/ou Stancato et al. (2000). Outra alternativa seria misturar bem os componentes (açúcar e o NaNO_3), passar por um processo de secagem para remover qualquer vestígio de umidade, prensar o propelente e testá-los em seguida evitando assim deixá-los armazenados por vários dias. Para o caso de armazenamento uma sugestão é embalar o propelente já bem seco numa embalagem apropriada e fazer vácuo no seu interior garantindo proteção da atmosfera.

REFERÊNCIAS

ADAMI, A.; MORTAZAVI, M.; NOSRATOLLAHI, M. Multidisciplinary design optimization of hydrogen peroxide monopropellant propulsion system using GA and SQP.

International Journal of Computer Applications (0975 – 8887). v. 113, n. 9, Mar. 2015.

Disponível em:

https://www.researchgate.net/publication/276932230_Multidisciplinary_Design_Optimization_of_Hydrogen_Peroxide_Monopropellant_Propulsion_System_using_GA_and_SQP. Acesso em: 19 abr. 2021.

ADENIYI, G. et al. Performance analysis of a dual-fuel sugar based solid rocket propellant.

European Journal of Engineering and Technology Research (EJERS).v. 6, n.2, Feb.

2021. Disponível em: <https://www.ejers.org/index.php/ejers/article/view/2347>. Acesso em: 21 abr. 2021.

ALVES, A. et al. Minifoguete a propelente sólido: aspectos teóricos e propostas experimentais para o ensino de física. **Revista Brasileira de Ensino de Física**. São Paulo, v. 42, 2020 .

Epub 06 nov. 2006. Print version ISSN 1806-1117. On-line version ISSN 1806-9126.

<https://doi.org/10.1590/1806-9126-rbef-2020-0390>.

Disponível em: https://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S1806-11172020000100635&lng=en&nrm=iso&tlng=pt. Acesso em: 21 abr. 2021.

ARNONI, L. V. **Investigação experimental de um propulsor híbrido usando polietileno e tetróxido de nitrogênio**. 2014. xxvi + 132p. 160 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia e

Tecnologias Espaciais: Combustão e Propulsão) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).sid.inpe.br/mtc-m21b/2014/05.01.10.24-TDI. São José dos Campos. 2014. Disponível

em: <http://mtcm21b.sid.inpe.br/col/sid.inpe.br/mtc-m21b/2014/05.01.10.24/doc/publicacao.pdf>. Acesso em: 23 abr. 2021.

BALDISSERA, R. et al. Propelentes sólidos para foguetes: avaliação teórica do desempenho da mistura nitrato de potássio/açúcar. **Revista Interdisciplinar de Ciência Aplicada (RICA)**. v. 2, n. 2, 2016. ISSN 2525-3824. Disponível em: <http://www.ucs.br/etc/revistas/index.php/ricaucs/article/view/4743/2946>. Acesso em: 21 abr. 2021.

BENSON, Tom. **Rocket thrust**. National Aeronautics and Space Administration (NASA). Glenn Research Center. Jun 2014. Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rockth.html>. Acesso em: 07 abr. 2021.

BRAEUNIG, R. A. **Rocket propulsion**. Rocket& Space Technology, 2012. Disponível em: <http://www.braeunig.us/space/index.htm>. Acesso em: 10 abr 2021.

CHAN, Y. et al. **Preliminary development of a hydrogen peroxide thruster**. International Science Index v.7, n.7, 2013. waset.org/Publication/16467. Disponível em:

https://www.researchgate.net/publication/280055228_Preliminary_Development_of_a_Hydrogen_Peroxide_Thruster. Acesso em: 16 abr. 2021.

CHATURVEDI, S.; PRAGNESH, N. D. Solid propellants: AP/HTPB composite propellants. **Arabian Journal of Chemistry**, v. 12, n. 8, p. 2061-2068, Dec. 2019. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1878535215000106>. Acesso em: 20 abr. 2021.

CHEN, X. et al. Catalytic decomposition of hydrazine over supported molybdenum nitride catalysts in a monopropellant thruster. **Catalysis Letters**. v.79, n.1-4, p. 21–25. Apr. 2002. <https://doi.org/10.1023/A:1015343922044>. Portal de periódicos CAPES/MEC. Acesso em: 01 maio 2021.

GABRIEL, V. H. **Estudo de modificadores balísticos na formulação de propelentes base dupla visando a otimização de sua velocidade de queima**. 128 p. 2014. Dissertação (Mestre em Ciências – Programa de Pós-graduação em Engenharia Química na área de Processos Catalíticos e Biocatalíticos) – Escola de Engenharia de Lorena da Universidade de São Paulo, 2014. DOI 10.11606/D.97.2014.tde-30042014-094502. Disponível em: <https://teses.usp.br/teses/disponiveis/97/97137/tde-30042014-094502/pt-br.php>. Acesso em: 26 abr. 2021.

GALFETTI, L. et al. **Experimental investigation and numerical modeling of the condensed combustion products of micro and nano-aluminized solid propellants**. 57th International Astronautical Congress, Valencia, Spain, 2-6 Oct. 2006. Paper IAC-06-C4.3.03. Published Online: 29 Nov. 2012. <https://doi.org/10.2514/6>. IAC-06-C4.3.03. Disponível em: http://www.researchgate.net/publication/290536448_Experimental_investigation_of_the_condensed_combustion_products_of_micro_aluminized_solid_rocket_propellants. Acesso em: 27 abr. 2021.

HALL, Nancy. **Specific Impulse**. National Aeronautical and Space Administration (NASA). Glenn Research Center. May, 2015. Disponível em: <http://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html>. Acesso em: 12 abr. 2021.

HAMMAD et al. 2016. **Design and prototyping of a solid fuel/liquid oxidizer hybrid rocket engine**. 100 p. 2016. Degree of Bachelor of Engineering (Mechanical Engineering). Faculty of Engineering and Academic Sciences. DHA SUFFA University, Karachi, Pakistan. DOI:10.13140/RG.2.2.12066.22728. Disponível em: https://www.researchgate.net/publication/313798269_Design_and_Prototyping_of_a_Solid_FuelGaseous_Oxidizer_Hybrid_Rocket_Engine. Acesso em : 19 abr. 2021.

LIBARDI, J. et al. Diffusion of plasticizer in a solid propellant based on hydroxyl-terminated polybutadiene. **Polímeros**. São Carlos , v. 20, n. 4, p. 241-245, 2010. Disponível em: http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S0104-14282010000400002&lng=en&nr m=iso. Acesso em: 02 maio 2021. Epub 12 nov. 2010. <https://doi.org/10.1590/S0104-14282010005000048>.

MASON, B. P.; ROLAND, C. M. Rubber chemistry and technology. **Journal reference**. v. 92, n. 1, p.1-24, 2019. DOI:10.5254/rct.19.80456. Disponível em: <https://arxiv.org/abs/1904.01510>. Acesso em: 30 mar. 2021. arXiv:1904.01510 [pdf].

MEDA L. et al. Nano-composites for rocket solid propellants. **Composites Science and Technology**. v. 65, n. 5, 2005, p.769-773. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2004.10.016>. Disponível em: <https://www.google.com/search?client=firefox-b-d&q=Nano-composites+for+rocket+solid+propellants+-+ACEMU>. Acesso em: 29 abr. 2021.

NAKKA, R. **Experimental rocketry web site**. 2017. Disponível em: <https://www.nakka-rocketry.net/sucrose.html>. Acesso em: 12 abr. 2021.

NAKKA, R. **Solid propellant burn rate**. 2003. Disponível em: <https://www.nakka-rocketry.net/burnrate.html>. Acesso em: 15 abr. 2021.

NAR. **National Association of Rocketry**. Disponível em: <https://www.nar.org/standards-and-testing-committee/>. Acesso em: 26 abr. 2021.

NAROM – Andoya Space Center. **Liquid propellants**. 2018. Disponível em: <https://www.narom.no/undervisningsressurser/sarepta/rocket-theory/rocket-propellants-2/liquid-propellants/>. Acesso em: 17 abr. 2021.

NORONHA, G. Biografia - Heron de Alexandria, quem foi? História, principais invenções e legado. 2020 – **Conhecimento Científico**. Disponível em: <https://conhecimentocientifico.com/heron-de-alexandria/>. Acesso em: 07 dez. 2021.

OLIVEIRA, V. G.; OLIVEIRA, P. H. R. de.; TOLENTINO, N. M. C. Hidrazina. **Revista Virtual de Química**. 2015. ISSN 1984-6835 v. 7, n. 4, p. 1570-1571. (CAS 302-01-2). Data de publicação na Web: 29 maio 2015. Disponível em: http://rvq.sbq.org.br/detalhe_artigo.asp?id=205. Acesso em: 17 abr. 2021.

PALMERIO, A. F. **Introdução à tecnologia de foguetes**. 2. ed. São José dos Campos: Sindct, 2017. 306 p. Disponível em: http://servidor.demec.ufpr.br/CFD/bibliografia/Palmerio-IAE-livro_2017.pdf. Acesso em: 26 abr. 2021.

RIBEIRO, M. V. F. **Metodologia de projeto e validação de motores foguete a propelente sólido**. 2013. 98 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) - Universidade de São Paulo. São Carlos, 2013. Disponível em: https://www.teses.usp.br/teses/disponiveis/18/18148/tde17052013145147/publico/Diss_Marcos_Ribeiro.pdf. Acesso em: 28 abr. 2021.

STALIN, P.; KUMAR, Y. N. V. S.; NAZUMUDDIN, S. Design and geometrical analysis of propellant grain configurations of a solid rocket motor. **International Journal of Engineering Development and Research (IJEDR)**. v. 2, n. 4, 2014. ISSN: 2321-9939. DOI:10.13140/RG.2.2.36531.25128. Disponível em: https://www.researchgate.net/publication/346790447_Design_and_Geometrical_Analysis_of_Propellant_Grain_Configurations_of_a_Solid_Rocket_Motor. Acesso em: 28 abr. 2021.

STANCATO, F. et al. **A 3000 Ns sugar–sodium nitrate motor development for space education**. 2000. IAF-00-P.1.06. Universidade Estadual de Londrina - Paraná. Disponível em: <https://www.google.com/search?client=firefox-bd&q=A+3000+Ns+Sugar%E2%80%9393+Sodium+Nitrate+motor+development+for+space+education>. Acesso em: 01 maio 2021.

SCIAMARELI, J. et al. Propelente sólido compósito polibutadiênico: I-influência do agente de ligação. **Química Nova** [online], v. 25, n. 1, p.107-110, 2002. Divisão de Química, Instituto de Aeronáutica e Espaço, Centro Técnico Aeroespacial, São José dos Campos – SP. Print version ISSN0100-4042. On-line version ISSN16787064. <https://doi.org/10.1590/S0100-40422002000100018>. Disponível em: https://www.scielo.br/scielo.php?pid=S010040422002000100018&script=sci_abstract&tlng=pt. Acesso em: 18 abr. 2021.

SINGH, D. A. Sugar based rocket propulsion system – making, analysis & limitations. **International Journal of Engineering Trends and Applications (IJETA)**. v. 2, n. 5, Sep-Oct. 2015. Disponível em: <https://www.google.com/search?client=firefox-b-d&q=Sugar+based+rocket+propulsion+system+%E2%80%93+making%2C+analysis+%26+limitations>. Acesso em: 01 abr. 2021.

SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket propulsion elements**. 9th ed. Nova Jersey: John Wiley & Sons, Inc., 2017. 792 p. ISBN-10:1118753658. ISBN-13:978-1118753651.

SWANI, A; GANY, A. Analysis and testing of similarity and scale effects in hybrid rocket motors. **Acta Astronautica**, v.52, p. 619-628, 2003. [https://doi.org/10.1016/S0094-5765\(02\)00126-1](https://doi.org/10.1016/S0094-5765(02)00126-1). Disponível em: https://www.researchgate.net/publication/223035206_Analysis_and_testing_of_similarity_and_scale_effects_in_hybrid_rocket_motors. Acesso em: 19 abr. 2021.

TOSIN, M. et al. **A Sodium nitrate - sucrose solid propellant rocket motor development and tests**. 54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law 29 Sept. - 3 Oct. 2003, Bremen, Germany. IAC-03-W.P.03.

VIEIRA, R. et al. New carbon nanofiber/graphite felt composite for use as a catalyst support for hydrazine catalytic decomposition. **Chemical Communication (ChemComm) – Journal of the Chemical Society**. v. 44, n. 9, p. 954-955, Jun. 2002. DOI:10.1039/b202032g. PMID 12123065. Disponível em: https://www.researchgate.net/publication/11256068_New_carbon_nanofibergraphite_felt_composite_for_use_as_a_catalyst_support_for_hydrazine_catalytic_decomposition. Acesso em: 10 abr. 2021.

VIEIRA, R. et al. Novos materiais à base de nanofibras de carbono como suporte de catalisador na decomposição da hidrazina. **Química Nova**, São Paulo, v. 26, n. 5, p. 665-669, Oct. 2003. <http://dx.doi.org/10.1590/S0100-40422003000500008>. Disponível em: http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S0100-40422003000500008&lng=en&nrm=iso. Acesso em: 10 abr. 2021.

WALKER, S. D. **High regression rate hybrid rocket fuel grains with helical port structures**. Aerospace Engineering (Master of Science thesis). 2015. 40 p. Logan, UT: Utah State University (USU). via Digital Commons, Merrill-Cazier Library, USU.2015. Disponível em: <https://digitalcommons.usu.edu/etd/4618>. Acesso em: 15 abr. 2021.

YADAV, N.; SRIVASTAVA, P. K.; VARMA, M. Recent advances in catalytic combustion of AP-based composite solid propellants. **Defence Technology**. v. 17, n.3, p. 1013-1031, jun 2020. <https://doi.org/10.1016/j.dt.2020.06.007>.

Disponível em: https://www.researchgate.net/publication/342237066_Recent_Advances_in_Catalytic_Combustion_of_AP-Based_Composite_Solid_Propellants. Acesso em: 30 abr. 2021.

YAMAMOTO, K.; FUKU, L. F. **Física para o ensino médio – mecânica**. 4 ed. São Paulo: Saraiva, 2016. v. 1. Acesso em: 07 dez. 2021.