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

VANESSA ARCARI

AVALIAÇÃO DA ADIÇÃO DE NANOPARTÍCULAS DE ALUMÍNIO NO DESEMPENHO DE PROPELENTE SÓLIDO UTILIZADO EM MINIFOGUETES

CAXIAS DO SUL

VANESSA ARCARI

AVALIAÇÃO DA ADIÇÃO DE NANOPARTÍCULAS DE ALUMÍNIO NO DESEMPENHO DE PROPELENTE SÓLIDO UTILIZADO EM MINIFOGUETES

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

Orientador: Prof. Dr. Matheus Poletto.

CAXIAS DO SUL 2020

VANESSA ARCARI

AVALIAÇÃO DA ADIÇÃO DE NANOPARTÍCULAS DE ALUMÍNIO NO DESEMPENHO DE PROPELENTE SÓLIDO UTILIZADO EM MINIFOGUETES

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

Aprovado em: 04/12/2020

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

Agradeço primeiramente a Deus por ter me mantido no caminho certo durante todo o desenvolvimento deste projeto de pesquisa com saúde e forças para chegar até o final. Sou grata ao meus pais, Luciane e Gilmar, por todos os ensinamentos e paciência e também a toda minha família pelo apoio constante.

Ao meu orientador Prof. Dr. Matheus Poletto, pela ajuda em cada parte desse projeto e pela motivação. Também a Universidade de Caxias do Sul pela disponibilização de todos os materiais necessários ao desenvolvimento do projeto. E aos professores César Aguzzoli e Tiago Cassol Severo, pelo auxílio nas etapas do trabalho.

Agradeço a Equipe Phoenix RT pela oportunidade, em especial a Juliano Carteri e Francisco Teloken pelo desenvolvimento de peças e software para realização dos ensaios, e pela ajuda constante. Por fim, a todos meus amigos pela atenção e preocupação durante todo este período.

"As pessoas não são lembradas pelo número de vezes que fracassam, mas sim pelo número de vezes que têm sucesso."

Thomas Edison

RESUMO

O propelente sólido é comumente utilizado como carga propulsora em foguetes e têm a função de induzir movimento ao corpo, fazendo com que este seja impulsionado para cima. Possui em sua formulação uma mistura entre nitrato de potássio e sacarose, porém, é possível acrescentar em sua formulação base, metais como o alumínio através de técnicas de deposição. Este metal tem a função de aprimorar as propriedades mecânicas e de queima do propelente, aumentando assim seu desempenho e sua eficiência. Em vista disso, o objetivo deste trabalho foi realizar a deposição de nanopartículas de alumínio via magnetron sputtering em propelente sólido utilizado nos motores de foguetes. Para os testes, quatro diferentes formulações de propelente sólido foram desenvolvidas, dentre elas a KNSu puro utilizada como padrão que não possui deposição, a KNSu/5min com 5 minutos de deposição, a KNSu/10min com 10 minutos de deposição e a KNSu/20min com 20 minutos de deposição de nanopartículas de alumínio. A partir dos resultados da deposição, foi possível determinar a presença de nanopartículas de alumínio, através de análises qualitativas de microscopia eletrônica de varredura (MEV) e espectroscopia por dispersão em energia (EDS), além do aumento do desempenho nos parâmetros de impulso total, impulso específico, empuxo médio, tempo de queima e velocidade de ejeção dos gases de exaustão. Dentre todas as amostras, a que mais se destacou foi a KNSu/10min para todos os parâmetros analisados, seguido da amostra KNSu/5min, KNSu/20min e KNSu puro, respectivamente. Por fim, levando em consideração todos os resultados obtidos é possível afirmar que o processo de deposição de nanopartículas de alumínio via magnetron sputtering mostrou-se eficiente para o aumento do desempenho do motor e das propriedades em estudo.

Palavras chaves: Propelente sólido. Foguete. Propulsão. Nanopartículas. Alumínio.

ABSTRACT

The solid propellant is commonly used as a propelling charge in rockets and has the function of inducing movement to the body, causing it to be propelled upwards. It has in its formulation a mixture between potassium nitrate and sucrose, however, it is possible to add in its base formulation, metals such as aluminum through deposition techniques. This metal has the function of improving the mechanical and burning properties of the propellant, thus increasing its performance and efficiency. In view of this, the objective of this work was to deposit aluminum nanoparticles via magnetron sputtering on solid propellant used in rocket engines. For the tests, four different formulations of solid propellant were developed, among them the pure KNSu used as a standard without deposition, the KNSu/5min with 5 minutes of deposition, the KNSu/10min with 10 minutes of deposition and the KNSu/20min with 20 minutes of deposition of aluminum nanoparticles. From the deposition results, it was possible to determine the presence of aluminum nanoparticles, through qualitative analysis of scanning electron microscopy (SEM) and dispersive energy spectroscopy (EDS), in addition to the increase in performance in the parameters of total impulse, impulse specific, medium thrust, burning time and ejection speed of the exhaust gases. Among all samples, the one that stood out the most was KNSu/10min for all parameters analyzed, followed by the sample KNSu/5min, KNSu/20min and pure KNSu, respectively. Finally, taking into account all the results obtained, it is possible to state that the process of depositing aluminum nanoparticles via magnetron sputtering proved to be efficient both for increasing engine performance and for increasing the efficiency of the properties under study.

Key words: Solid propellant. Rocket. Propulsion. Nanoparticles. Aluminum.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1- Esquema de um motor-foguete monopropelente.	.15
Figura 2- Fonte de energia de motor-foguete a bipropelente líquido	.16
Figura 3- Geometrias de grão para propelente sólido	.17
Figura 4- Funcionamento de um motor híbrido	.19
Figura 5- Principais componentes de um motor de propulsor sólido	.20
Figura 6- Formato de uma tubeira utilizada em motor a propelente sólido	.21
Figura 7- Impulso total	.22
Figura 8- Curva de empuxo típica	.23
Figura 9- Sentido da queima do grão propelente de formato cilíndrico	.24
Figura 10- Variação da taxa de queima na presença de óxido de cobre	.25
Figura 11- Curvas de empuxo versus tempo para diferentes frações de alumínio	.27
Figura 12- Variação do tamanho das partículas em relação a taxa de queima	.27
Figura 13- Relação entre pressão e taxa de queima	.28
Figura 14- Fluxograma simplificado da purificação do nitrato de potássio	.30
Figura 15- Processo de produção do propelente sólido	.31
Figura 16- Representação do método de <i>sputtering</i>	.31
Figura 17- Bancada de ensaios estáticos	. 33
Figura 18- Imagens das amostras da deposição e MEV	.34
Figura 19- EDS das amostras de diferentes formulações	.36
Figura 20- Teor de alumínio em cada amostra	.37
Figura 21- Comparativo de pressão <i>versus</i> tempo	.38
Figura 22- Comparativo de forças <i>versus</i> tempo	.38
Figura 23- Comparativo entre empuxo médio e impulso total para as quatro amos	tras
	.41

LISTA DE TABELAS

Tabela 1- Dados referentes as amostras de propelente sólido.
Tabela 2- Resultados dos ensaios com diferentes formulações de propelente sólido.

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 SISTEMAS DE PROPULSÃO DE FOGUETES	13
2.2 PROPULSORES DE FOGUETE	13
2.2.1 Propulsores líquidos	14
2.2.2 Propulsores sólidos	16
2.2.3 Propulsores híbridos	18
2.3 MOTOR-FOGUETE	19
2.3.1 Motor-foguete a propulsão sólida	20
2.4 PARÂMETROS DE PROPULSÃO	21
2.4.1 Impulso	21
2.4.2 Impulso específico	22
2.4.3 Empuxo médio	22
2.4.4 Taxa de queima	23
2.4.5 Velocidade característica	24
2.5 NANOPARTÍCULAS COMO ADITIVO EM PROPELENTE SÓLIDO	24
2.6 PROPELENTE SÓLIDO MODIFICADO COM A PRESENÇA DE	MICRO E
NANOPARTÍCULAS DE ALUMÍNIO	26
3 METODOLOGIA	29
3.1 MATERIAIS	29
3.2 METODOS	29
3.2.1 Produção de nitrato de potássio KNO ₃	30
3.2.2 Produção do propelente sólido	30
3.2.3 Deposição de nanopartículas de alumínio via magnetron sputte	<i>ering</i> sobre
o nitrato de potássio	31
3.2.4 Caracterização do nitrato de potássio com a inserção das nano	oartículas รว

3.2.5 Produção e teste do motor-foguete	32
4 RESULTADOS E DISCUSSÃO	33
4.2 AVALIAÇÃO DO DESEMPENHO DO PROPELENTE	37
5 CONCLUSÕES	43
6 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	44
REFERÊNCIAS	45

1 INTRODUÇÃO

A propulsão de foguetes está relacionada com a aceleração de um corpo inicialmente em repouso, através de forças de empuxo geradas pela queima do propelente presente no interior da câmara onde ocorre a combustão. Ao ser ignitado, o propelente inicia sua combustão fazendo com que os gases sejam expelidos através de um bocal impulsionando-o para cima (BALDISSERA, 2016b).

Propelentes são comumente utilizados como combustível em foguetes e são conhecidos por produzir elevadas temperaturas e pressões em câmaras fechadas também chamados de motor-foguete. Tem a função de acelerá-los impulsionando-os para cima através do gás produzido na decomposição por meio das reações de queima. De modo geral, os foguetes podem ser classificados através da carga propulsora do veículo que pode ser líquido, sólido ou híbrido. O principal propelente abordado neste trabalho é o sólido e possui em sua composição uma mistura entre nitrato de potássio e sacarose cuja avaliação do processo de combustão, estabilidade e a sensibilidade são essenciais para verificação do aumento do desempenho. Aditivos metálicos como as nanopartículas podem ser empregados na formulação do propelente para aprimorar suas propriedades de processamento, mecânicas e de queima (SILVA; SILVA; MATTOS, 2019).

O rápido avanço da ciência em relação a nanotecnologia inspira cientistas e engenheiros a projetar e desenvolver dispositivos em micro e nano escala capazes de realizar operações inacessíveis. Por meio de estratégias empregando a nanotecnologia, cientistas desenvolveram motores que consomem combustíveis químicos para geração do seu impulso análogo aos motores de grande escala. Dentro deste contexto, a adição de nanopartículas metálicas em propelentes sólidos é amplamente explorada por apresentar resultados com elevada eficiência na taxa de queima do propelente (LI; ROZEN; WANG, 2016).

A partir disso, o objetivo do presente trabalho é avaliar a influência da adição de nanopartículas de alumínio na composição de propelente sólido a base de nitrato de potássio e sacarose em relação a parâmetros como tempo de queima do propelente, empuxo e impulso específico.

1.1 OBJETIVOS

1.1.1 Objetivo geral

Avaliar o efeito da adição de nanopartículas de alumínio no desempenho de propelente sólido usado em minifoguetes.

1.1.2 Objetivos específicos

Desenvolver formulações de propelente com diferentes tempos de deposição (5, 10 e 20 minutos) de nanopartículas de alumínio.

Verificar a presença de nanopartículas de alumínio através de análises qualitativas de microscopia eletrônica de varredura (MEV) e espectroscopia por dispersão em energia (EDS).

Analisar o efeito causado pela adição das nanopartículas nos parâmetros de empuxo médio, impulso total, impulso específico, velocidade de ejeção dos gases de queima e tempo de queima do propelente sólido obtido por meio de testes em bancada estática.

2 REFERENCIAL TEÓRICO

2.1 SISTEMAS DE PROPULSÃO DE FOGUETES

Foguetes são sistemas propulsores que armazenam em seu interior o propelente e o ejetam de forma a fornecer uma força de empuxo que os movimentam ou os rotacionam em volta do seu centro de massa. Os motores de foguete químicos são capazes de converter a energia do processo de combustão que ocorre entre a mistura do combustível e do comburente presente no interior da câmara de combustão onde há a produção de gases a elevadas pressões e temperaturas. Estes gases são acelerados para um bocal convergente-divergente supersônico a elevadas velocidades e fazendo com que ocorra a geração da força de empuxo. Atualmente são empregados propelentes sólidos e líquidos ou híbridos, o que leva a motores de diferentes concepções com suas vantagens e desvantagens (VASQUES, 2018).

A propulsão de foguetes está relacionada ao ato de modificar o movimento de um corpo. Os sistemas de propulsão fornecem o impulso necessário para a movimentação dos corpos inicialmente em repouso, alterando sua velocidade. A fonte de energia para que este movimento ocorra provém da combustão química entre os componentes do propelente. A energia de uma reação de combustão a alta pressão permite o aquecimento do produto da reação. Os gases gerados através da combustão se expandem no interior do motor-foguete e atingem elevadas temperaturas produzindo elevadas velocidades (SUTTON; BIBLARZ, 2001).

Os sistemas propulsores para foguetes podem ser divididos em diferentes categorias como, por exemplo, o tipo da fonte de energia que pode ser química, nuclear ou solar, com sua função básica como estágio de reforço, sustentador ou controle de altitude, com o tipo de veículo como aeronave, mísseis ou veículo espacial, com o tamanho, tipo de propulsor, tipo de construção ou número de unidades de propulsão de foguetes usadas em um determinado veículo (SUTTON; BIBLARZ, 2001).

2.2 PROPULSORES DE FOGUETE

Os propulsores de foguetes, comumente conhecidos como propelente, são compostos por uma mistura entre combustível (espécie a ser queimada) e

comburente (fornecedora do oxigênio necessário para a reação). Essa mistura tem a finalidade de gerar a energia necessária à propulsão do foguete. Por isso, diversas características devem ser analisadas e levadas em conta na escolha do tipo de propelente a ser utilizado no motor-foguete de acordo com sua aplicação (SCIAMARELI *et al.*, 2002; KUMAR; PALEKAR, 2015).

O primeiro propulsor que se tem registro provém do final do século 3 A.C na China, sendo ele uma espécie de pólvora. A pólvora negra, conhecida na antiguidade como pó preto, consiste em uma combinação de nitrato de potássio, enxofre e caroço de pêssego moído. Os chineses desenvolveram na antiguidade os propulsores sólidos que eram embarcados em mísseis, e foguetes de uso militar empregados com frequência nos séculos XVIII e XIX. Por volta do século XX, a evolução da propulsão de foguetes foi significativa. O russo Konstantin E. Ziolkowsky, foi responsável por apresentar pela primeira vez a equação de voo de foguetes e suas propostas para a construção de veículos-foguete. O alemão Hermann Oberth desenvolveu um conceito matemático mais elaborado, ele inseriu a ideia de veículos com vários estágios para voos espaciais e câmaras de combustão resfriadas. O americano Robert H. Goddard foi o responsável pelo primeiro voo utilizando motor de foguete de propulsor líquido em 1926 (SUTTON; BIBLARZ, 2001).

Existem diversas configurações de motores de minifoguetes. Desta forma existem diferentes tipos de propelente que são específicos para cada modelo de motor como líquidos, sólidos e híbridos. Os propulsores líquidos são um tanto complexos e possuem altos custos para desenvolvimento e fabricação, os motores a base de propelente sólido são relativamente simples, com menores custos de desenvolvimento e fabricação quando comparados aos líquidos, embora sejam perigosos, pelo fato de poderem explodir no momento da ignição se o grão propelente apresentar trincas, bolhas ou quaisquer imperfeições. Os propelentes híbridos utilizam um conjunto composto por um propelente na fase líquida e outro na fase sólida e apresentam características intermediárias aos motores a propelente sólido (ARNONI, 2014).

2.2.1 Propulsores líquidos

Os combustíveis líquidos podem ser divididos em duas categorias, a primeira é o monopropelente, que utiliza um único líquido decomposto em combustível e comburente normalmente hidrazina anidra ou peróxido de hidrogênio. Esta configuração é utilizada quando a necessidade de controle de rolamento e manobras orbitas de veículos lançadores é essencial. A segunda categoria é denominada de bipropelente onde são utilizadas substâncias hipergólicas, ou seja, a combustão quando combustível e comburente entram ocorre apenas em ignição espontaneamente, sem a presença de oxigênio como, por exemplo, tetróxido de nitrogênio e hidrazina. Esta configuração é utilizada quando são necessárias partidas rápidas e sucessivas, habilidade de operação nos modos pulsado e contínuo, habilidade para operação em ambiente de gravidade nula ou ambiente espacial. Nos motores que se utiliza propelentes líquidos, tanques especiais são responsáveis pelo seu armazenamento que após, são enviados à uma câmara de combustão onde ocorre reação química e a liberação da energia para propulsão do foguete (BERGMAN, 2019).

Na Figura 1 é apresentado o esquema simplificado de funcionamento de um motor monopropelente. O propelente pressurizado com gás inerte (hélio ou hidrogênio) é armazenado em um tanque e, após acionada a válvula de controle a mistura é direcionada a superfície do leito catalítico que promove a decomposição do propelente gerando gases da decomposição, estes são expelidos através da tubeira convergente-divergente gerando assim, o empuxo que tem a função de acelerar o foguete (SUTTON; BIBLARZ, 2001).



Figura 1- Esquema de um motor-foguete monopropelente

Na Figura 2 é esquematizado o motor-foguete com sistema de alimentação por pressão que utiliza bipropelente líquido como fonte de energia. Segundo Palmerio (2017), a pressão sobre o combustível e o comburente se dá através de

Fonte: Pereira (2014).

um gás pressurizado. A função do regulador de pressão é manter a pressão de gás contínua no interior dos tanques, isso ocorre pelo fato da pressão inicial de trabalho do reservatório de gás possui valor elevado. A utilização de válvulas no sistema de controle do veículo permite a alteração da vazão de combustível e comburente, tornando a mistura mais rica ou mais pobre, controlando o empuxo do motor.



Figura 2- Fonte de energia de motor-foguete a bipropelente líquido

Fonte: Palmerio (2017).

2.2.2 Propulsores sólidos

O propelente que é comumente utilizado em motores de minifoguetes é do tipo sólido e possui em sua formulação uma combinação entre combustível e comburente. Os propulsores sólidos possuem em sua composição diversos elementos químicos como oxidante (comburente), combustível, aglutinante, agente de cura, plastificante, estabilizador e agente de reticulação. A composição química depende das propriedades desejadas no momento da combustão para uma determinada aplicação. Por este motivo, é essencial que os componentes utilizados na formulação deste propelente possuam elevado índice de pureza aumentando assim, o desempenho do motor-foguete (BALDISSERA, 2018).

No segmento de foguetes, uma combinação entre nitrato de potássio, que é obtido através da purificação de fertilizantes, e sacarose é utilizada para obtenção do propelente. Esta mistura sólida é conhecida como KNSu e é frequentemente utilizada pelo fato de seus componentes químicos serem de fácil acesso, de fácil fabricação e possuir baixo nível toxico. O propelente é obtido através de diversas etapas, primeiramente o fertilizante passa por um processo de purificação para retirada de qualquer impureza indesejada na mistura. Após ocorre o processo de cristalização onde o nitrato de potássio se solidifica passando a ser uma solução com alta pureza e, posteriormente, ocorre o processo de cozimento entre o nitrato de potássio purificado e a sacarose formando assim a composição química do grão propelente. Após todos os processos para obtenção do propelente, este é inserido no interior do motor através da prensagem, formando assim, o grão propelente. Cada etapa é responsável por deixar o grão propelente com as melhores propriedades e por isso, é essencial a utilização de matéria-prima de qualidade (KUMAR; PALEKAR, 2015; RIBEIRO, 2013).

Os motores atuam como uma câmara de combustão que é corretamente projetada para suportar elevadas pressões e choques de ignição e, em seu interior, é mantida a carga propulsiva, ou seja, o grão de propelente prensado. Esse grão pode ser produzido nas mais diversas geometrias, conforme ilustrado na Figura 3. Sua disposição no interior da câmera de combustão é de suma importância para que o desenvolvimento da queima seja homogêneo e linear, é projetada para entregar todos os padrões necessários para que ocorra uma queima de excelente qualidade e com segurança (BALDISSERA, 2016a).



Figura 3- Geometrias de grão para propelente sólido

Fonte: Adaptado de Nakka (2017).

Conforme Nakka (2017), o empuxo gerado pela queima da carga propulsiva está diretamente associado com a geometria do grão propelente. Com a variação do formato de grão a curva do empuxo segue diferentes padrões, ou seja, no mesmo período de tempo o empuxo se manifesta de forma diferente para cada geometria. O grão propelente deve atender a diversos requisitos e para realizar sua escolha é necessário introduzir alguns conceitos:

- Configuração: a geometria ou a forma da superfície de queima de um grão devem ser projetadas de acordo com a aplicação do motor;
- Grão cilíndrico: a sua seção transversal interna é constante ao longo do eixo não sendo afetado pela forma da perfuração;
- Perfuração: a passagem do fluxo de combustão através do grão de propelente, pode ser escolhido de diferentes formatos como estrela e tubular;
- Queima neutra: grande parte dos grãos possuem queima neutra, onde o tempo de queima em que o impulso, a pressão e a própria superfície de queima permanecem constantes;
- Queima progressiva: consiste no tempo de queima em que o impulso, a pressão e a área da superfície de queima aumentam;
- Queima regressiva: consiste no tempo de queima em que o impulso, a pressão e a área da superfície de queima diminuem.

Com relação às vantagens e desvantagens da utilização do propelente sólido em relação ao líquido é importante destacar sua baixa toxicidade, alta densidade que ocasiona a diminuição do volume, economizando no espaço de armazenamento e no peso do foguete, facilidade de manuseio, baixo custo, perdas por evaporação ou derramamentos praticamente nulas e facilidade na ignição. Já as desvantagens estão relacionadas ao desempenho inferior resultando em menor impulso, decomposição ou envelhecimento ao longo do tempo de armazenamento e presença de rachaduras na superfície do grão o que causa explosão violenta quando houver a ignição (CASTRO, 2015; BRINLEY, 1964).

2.2.3 Propulsores híbridos

Os motores de foguetes que utilizam a propulsão híbrida desenvolvidos por volta de 1930 na Rússia, porém não foram reconhecidos até meados dos anos

sessenta. Suas principais aplicações incluem foguetes de sondagem, micro satélites e veículos lançadores (GUSTAVO, 2016).

Propulsores do tipo híbrido utilizam a combinação entre propelente líquido e sólido. Em um sistema híbrido padrão, o grão de combustível sólido encontra-se puro, fundido e curado e é armazenado em uma câmara de combustão. O oxidante líquido ou gasoso, é armazenado em um tanque separado e alimentado sob pressão na câmara de combustão. Assim, ocorre a reação entre os propelentes que produzem um gás com alta temperatura e pressão na câmara de combustão, sendo então acelerado através de um bocal convergente-divergente conforme Figura 4 (SUN *et al.*, 2016).

A escolha do oxidante é limitada, pois não deve ser tóxico, ser seguro e apresentar uma alta taxa de queima. Os três oxidantes usualmente utilizados são o oxigênio, peróxido de hidrogênio e óxido nitroso. Com relação ao combustível sólido também existem limitações em relação à baixa taxa de regressão e ineficiência de combustão. Como exemplo de combustível sólido utilizado em motores híbridos temse o polibutadieno hidroxilado (HTPB) e a parafina (SILVA; RUFINO; IHA, 2013).





2.3 MOTOR-FOGUETE

Um motor-foguete que utiliza propelente sólido pode ser representado por um vaso de pressão que há saída única e que armazena em seu interior um bloco sólido constituído por uma mistura entre combustível e oxidante em proporção adequada para sua melhor performance. No processo de ignição, ocorre a reação entre o

Fonte: Lacava e Barros (2010).

combustível e o oxidante presentes no interior do motor-foguete onde há a geração de gases de combustão que são responsáveis por acelerar o motor no sentido contrário da expulsão dos gases através da saída única. O motor-foguete que utiliza propelente líquido é composto por tanques em mantém separadamente combustível e oxidante. O sistema de alimentação pode ocorrer através de uma bomba pressurizadora ou por armazenamento pressurizado. No momento da reação, os gases que são gerados se expandem elevando a pressão da câmara de combustão saindo através do bocal de descarga, sendo acelerados até velocidades supersônicas (RIBEIRO, 2013; PALMERIO, 2017).

2.3.1 Motor-foguete a propulsão sólida

De acordo com Kuentzmann (2004), o motor que utiliza a propulsão sólida é formado por quatro componentes essenciais ilustrados na Figura 5. São eles:

- Envelope ou camisa: local onde o propelente sólido é condicionado, é capaz de suportar as pressões internas do motor quando este é submetido a operação;
- Grão propelente: ocupa o maior espaço interno do motor (envelope). Quando queimado, o propelente se decompõe em gases de combustão (produtos) que possui elevadas temperaturas. O volume ocupado por estes gases é denominado câmara de combustão;
- Tubeira ou bocal de descarga: local onde são descarregados os gases de combustão. Possui formato favorável a aceleração até velocidades supersônicas;
- 4) Ignitor: dispositivo utilizado para dar a partida no motor através de sinal elétrico.





Fonte: Adaptado de Ribeiro (2013).

A camisa (envelope) pode ser produzida em três classes de materiais que são os metais de alta resistência como aço, ligas de alumínio ou titânio, os polímeros reforçados como fibra de vidro, aramida ou fibra de carbono ou uma combinação entre as duas classes anteriores. Quando materiais metálicos são utilizados na camisa do motor é possível observar o aumento da resistência e do ponto de fusão uma vez que, metais possuem maior resistência quando comparados aos polímeros (KUENTZMANN, 2004). A tubeira ilustrada na Figura 6 é o elemento fundamental na construção de um motor-foguete, pois tem a função de converter a energia gerada a partir dos gases de combustão em empuxo (RIBEIRO, 2013).



Baixa pressão

Figura 6- Formato de uma tubeira utilizada em motor a propelente sólido

Garganta Garganta Bocal convergente Bocal divergente

O formato da tubeira apresenta as seguintes características (GALVÃO, 2018):

- Bocal convergente: cone de entrada dos gases gerados pela combustão, local de alta pressão e baixa velocidade que promovem sua aceleração;
- · Garganta: seção de menor diâmetro, determinante ao ponto de operação do motor;
- Bocal divergente: cone de saída dos gases gerados pela combustão, local em que há o aumento da velocidade dos gases diminuindo a pressão e, consequentemente aumentando o efeito propulsivo.

2.4 PARÂMETROS DE PROPULSÃO

Alta pressão

2.4.1 Impulso

O impulso total é a quantidade de movimento total produzida pelo motor. Pode ser considerada também uma medida de energia produzida pelo motor.

Fonte: Adaptado de Ribeiro (2013).

Graficamente, é expressa pela integral da curva que relaciona empuxo e tempo como demonstrado na Figura 7 (MARCHI, 2014).



Fonte: Arnoni (2014).

2.4.2 Impulso específico

O impulso específico é função do impulso total e do peso do propelente utilizado no interior da câmara de combustão. Este parâmetro é empregado como critério de comparação na eficiência entre motores e está diretamente relacionado com a velocidade média das partículas ejetadas da câmara de combustão. Quanto maior for à temperatura de queima do propelente, e mais leve forem os gases gerados através da combustão, maior será o impulso específico do propelente (PALMERIO, 2017).

2.4.3 Empuxo médio

É a força que o motor-foguete fornece durante todo o seu funcionamento e está diretamente relacionado com o formato do grão propelente apresentado anteriormente na Figura 3. Esta força é dada pelo valor do impulso total dividido pelo tempo de queima do propelente. Na Figura 8 está representada uma curva de empuxo característica de um motor-foguete (SCHLOSSMACHER, 2015).



Fonte: Marchi (2014).

As curvas de empuxo dos motores-foguete podem ser adquiridas experimentalmente através de testes estáticos. Neste teste, se faz uso de uma bancada experimental que possui uma célula de carga acoplada que funciona como um transdutor de força. Um sistema de aquisição de dados computacional específico obtém os valores do empuxo em tempo real, durante o processo de queima do propelente presente no interior do motor (MARCHI, 2014).

2.4.4 Taxa de queima

É a velocidade com que ocorre a combustão do propelente presente no interior da câmara de combustão. Quando propelente sólido é utilizado, o único controle possível é a taxa de queima, que é determinada pelo tamanho do grão do propelente ou pela forma da câmara de combustão. A superfície de combustão do grão propelente reduz em uma direção perpendicular a essa própria superfície. A taxa de regressão, normalmente é medida em polegadas por segundo e pode ser influenciada por diversos fatores, os mais significativos são (NAKKA, 2003):

- Velocidade dos gases de combustão fluindo paralelamente à superfície de queima;
- 2) Pressão da câmara de combustão;
- 3) Temperatura inicial do grão propelente;
- 4) Pressão estática local;
- 5) Aceleração e giro do motor.

Na Figura 9 está representado o sentido da taxa de queima de um propelente com formato de grão cilíndrico cuja estrutura é oca. A queima inicia ao longo do comprimento central de forma radial de dentro para fora. A área de combustão aumenta ao longo do processo de combustão uma vez que o diâmetro do grão também aumenta (CASTRO, 2019).



Figura 9- Sentido da queima do grão propelente de formato cilíndrico

2.4.5 Velocidade característica

A velocidade característica é uma propriedade que prevê a qualidade e o desempenho do propelente no processo de combustão. Mede até que ponto a reação química de combustão é capaz de gerar gases com elevada temperatura e pressão e para isso, leva em consideração as propriedades termodinâmicas do gás. Esse parâmetro permite comparar a performance de propelentes sólidos distintos e a avaliação do desempenho de um determinado propelente em ensaios de menores escalas (BALDISSERA, 2016b; ARNONI, 2014).

2.5 NANOPARTÍCULAS COMO ADITIVO EM PROPELENTE SÓLIDO

Diversos estudos envolvendo nanopartículas metálicas foram desenvolvidos nas últimas duas décadas. Metais como alumínio, ferro, cobre, zinco, titânio e cromo são inseridos na composição de propelentes sólidos a fim de tentar melhorar de forma significativa suas propriedades e seu desempenho através da avaliação da taxa de queima do propulsor que é um dos parâmetros essenciais na estimativa da sua eficiência. A taxa de queima depende da concentração do catalisador, da área da superfície e do tamanho das partículas, sendo que os dois primeiros são os parâmetros chave (DAVE; RAM; CHATURVEDI, 2015).

De acordo com Suresh Babu *et al.* (2017), ao variar a fração de alumínio em perclorato de amônio é possível observar que com o aumento da concentração de perclorato de amônio há o aumento da taxa de queima do propelente. Para tal ensaio o tamanho das partículas alterou de tamanhos grosseiros até frações ultrafinas de 340 µm, 40 µm e 5 µm. Variou-se a concentração de perclorato de amônio entre 0 e 12 % em peso. A concentração de alumínio manteve-se constante e igual a 18 %. Como resultado observou-se que a taxa de queima do propulsor aumenta com o aumento da quantidade de perclorato de amônio e isto está relacionado com o aumento da área superficial. A pressão também aumentou com o aumento da concentração devido a maior proporção entre oxidante e combustível.

Segundo Jain *et al.* (2019), outra proposta de adição de nanopartículas é avaliada. Em estudo, o oxido de cobre-grafeno apresentou as mesmas características em relação a taxa de queima. Na Figura 10 (a) é possível observar que sem a presença do óxido de cobre a taxa de queima inicia em $1,3 \pm 0,2$ cm/s e tem seu pico em aproximadamente 4,5 cm/s. Já na Figura 10 (b) onde houve adição de óxido de cobre variando de 0 a 8 % e grafeno fixado em 10 %, é possível observar um aumento no início da taxa de queima passando a ser $3 \pm 0,2$ cm/s e também um aumento no pico que passou a ser de aproximadamente 9 cm/s.





Fonte: Adaptado de Jain et al. (2019).

2.6 PROPELENTE SÓLIDO MODIFICADO COM A PRESENÇA DE MICRO E NANOPARTÍCULAS DE ALUMÍNIO

Propulsores de foguetes sólidos modernos utilizam micro ou nanopartículas de alumínio como aditivo por possuir propriedades como alta densidade, baixo consumo de oxigênio, elevada liberação de energia e alta temperatura de chama aumentando o impulso específico. Foi inserido na área de propulsores há muitos anos com o objetivo de ser uma fonte extra de energia para o propulsor por apresentar baixo índice de volatilidade e baixo valor agregado (TEJASVI; RAO; SETTY, 2019; BECKSTEAD, 2002).

O alumínio é o segundo ingrediente mais utilizado em propulsores sólidos somando aproximadamente 50 % de todos os propulsores fabricados atualmente. Ao inserir nanopartículas de alumínio no propelente que apresentam tamanho variado de 10 a 100 nanômetros, observa-se que há o aumento da área superficial e, consequentemente o aumento da energia de superfície o que auxilia na taxa de queima e reduz o tempo e a temperatura de ignição melhorando assim, a eficiência da queima do propelente (TEJASVI; RAO; SETTY, 2019; BECKSTEAD, 2002).

Conforme Griego, Yilmaz e Atmanli (2019), ao adicionar nanopartículas de alumínio no propulsor é possível observar mudanças em suas propriedades como, por exemplo, aumento ou diminuição da taxa de queima, pressão, temperatura e velocidade de combustão. Quando é feita a variação na temperatura, observa-se que há o aumento da temperatura na superfície do propulsor e com isso, o aumento do fluxo de calor. De acordo com Baldissera *et al.* (2019), a adição de nanopartículas de alumínio em diferentes frações na mistura base do propelente afeta o empuxo gerado pelo motor.

Para as frações de 2,5 % e 7,5 % houve uma diminuição no empuxo gerado pela combustão do propelente quando em comparação com a fração de 0 % que é o propelente sem aditivo de alumínio. Para a fração de 5 % é possível observar que houve uma melhora quando em comparação com o propelente puro. Também é possível notar que há o aumento do tempo de queima para todas as amostras analisadas com relação a fração de alumínio de cada uma. Variou-se as frações de alumínio (tamanho de 35 µm) de 0 % até 7,5 % com incremento de 2,5 % conforme a Figura 11 (BALDISSERA *et al.*, 2019).



Figura 11- Curvas de empuxo versus tempo para diferentes frações de alumínio

Conforme Adharsh Unni (2020), através da variação do tamanho das partículas de alumínio em nano e microescala, é possível notar o aumento da taxa de queima conforme o tamanho das partículas vão diminuindo de escala. A variação do tamanho das partículas é apresentada na Figura 12.

Figura 12- Variação do tamanho das partículas em relação a taxa de queima



Fonte: Adaptado de Adharsh Unni (2020).

Para Babuk et al. (2009), os mesmos resultados podem ser observados quando adicionado partículas de alumínio no propelente. Seu uso produz um aumento na taxa de queima e também aumento na pressão o que aumenta a

Fonte: Baldissera et al. (2019).

eficiência do motor-foguete. Na Figura 13 está representada a relação entre pressão e taxa de queima para propulsores com 15 % em massa de alumínio. Os diâmetros variaram de P_01 a P_06 e são, respectivamente, 0,145 μm, 0,363 μm, 3,035 μm, 22,16 μm e 50 μm.



Figura 13- Relação entre pressão e taxa de queima

Fonte: Adaptado de Babuk et al. (2009).

3 METODOLOGIA

3.1 MATERIAIS

O nitrato de potássio que foi utilizado neste estudo foi purificado de um fertilizante comercial chamado Krista K, do fabricante Yara, com teor de potássio de 43 % em massa. As nanopartículas de alumínio são provenientes do processo de deposição via *magnetron sputtering* de um alvo de alumínio com pureza superior a 99 %. Na produção do propelente também foi utilizado açúcar refinado e bicarbonato de sódio adquirido no comércio local. Foram desenvolvidas formulações de propelente com diferentes tempos de deposição de alumínio a potência constante, além de uma amostra sem nanopartículas para comparação.

3.2 MÉTODOS

3.2.1 Produção de nitrato de potássio KNO₃

A primeira etapa deste processo foi realizar a purificação do nitrato de potássio a partir do fertilizante, a fim de obter o nitrato com elevado grau de pureza. Para tal, utilizou-se como padrão um quilograma de fertilizante e um litro de água que foram transferidos para um recipiente e levados até a chapa de aquecimento em uma temperatura de 300 °C. A partir do momento em que a mistura iniciou a fervura foram cronometrados oito minutos e, ao término deste período, o líquido foi transferido para uma garrafa PET de 1,5 L e colocado em uma geladeira por cerca de 5 horas para que o processo de cristalização ocorresse de forma eficiente. Dado o tempo de cristalização, retirou-se o sobrenadante da garrafa transferindo a parte sólida para um recipiente sobre a chapa de aquecimento a 300 °C com o objetivo de evaporar a água presente, até que os cristais ficassem secos por completo. A Figura 14 representa o fluxograma simplificado da produção do nitrato de potássio (NAKKA, 2017).



Figura 14- Fluxograma simplificado da purificação do nitrato de potássio

Fonte: A Autora (2020).

3.2.2 Produção do propelente sólido

Nesta etapa foram pesadas as matérias-primas em proporção, 65 % em massa de KNO₃ e 35 % em massa de açúcar refinado juntamente com uma fração de água proporcional a quantidade produzida. Para produção de 500 g de propelente foram utilizados 325 g de KNO₃ filtrado, 175 g de açúcar refinado e 250 mL de água. Com a chapa de aquecimento ligada e a temperatura ajustada em 300 °C, iniciou-se o processo de produção da mistura do propelente (NAKKA, 2017).

Com o passar do tempo a mistura ficou densa e, neste momento, a temperatura da chapa de aquecimento foi reduzida para 200 °C a fim de evitar a decomposição do açúcar. Após a evaporação de grande parte da água, foi adicionada uma ponta de espátula de bicarbonato de sódio na mistura com a função de auxiliar no controle da umidade do produto final. Quando toda água foi evaporada, a mistura foi transferida para uma superfície plana e fria até que a temperatura ambiente foi atingida (NAKKA, 2017).

Para utilizar esta mistura no motor do foguete é necessário que ocorra o processo de moagem dos grãos para que a área da superfície fique o mais uniforme possível. O tamanho médio das partículas é de 0,5 mm. Após a moagem, os grãos são peneirados para maior uniformização e armazenados em um recipiente com tampa e vedação para que não haja contato com o ar. A Figura 15 ilustra o processo de produção do propelente sólido.



Figura 15- Processo de produção do propelente sólido

Fonte: A Autora (2020).

3.2.3 Deposição de nanopartículas de alumínio via magnetron sputtering sobre o nitrato de potássio

A deposição das nanopartículas de alumínio foi realizada através do método de sputtering (ou pulverização catódica) pelo equipamento de magnetron sputtering, localizado no Laboratório de Engenharia de Superfícies e Tratamentos Térmicos da Universidade de Caxias do Sul (UCS). O método consiste em depositar as nanopartículas na superfície do sal (KNO₃) através da ejeção de átomos de uma superfície alvo de alumínio por bombardeamento de íons energéticos. O alvo de alumínio a ser pulverizado é colocado em uma câmara de ar sobre o cátodo, juntamente com o sal, que fica sobre o ânodo, e o bombardeamento de íons é feito com argônio. Os íons acelerados colidiram com o alvo, transferindo momento para os átomos que foram ejetados e depositam-se sobre o substrato. A Figura 16 representa de forma resumida o processo de pulverização.





Fonte: A Autora (2020).

Para este processo foram feitas três formulações com diferentes tempos de deposição além da amostra padrão para comparação. Na Tabela 1 é apresentada a nomenclatura com a respectiva formulação para cada um dos propelentes sólidos.

Nomenclatura	Tempo de deposição	Potência
KNSu puro	Sem deposição	-
KNSu/5min	5 minutos	50 W
KNSu/10min	10 minutos	50 W
KNSu/20min	20 miutos	50 W

Tabela 1- Dados referentes as amostras de propelente sólido

Fonte: A Autora (2020).

Conforme a Tabela 1, as formulações variaram entre KNO₃ puro, que não possui adição de nanopartículas de alumínio, KNO₃/5min com 5 minutos de deposição, KNO₃/10min com 10 minutos de deposição e KNO₃/20min com 20 minutos de deposição de alumínio, onde a potência foi ajustada em 50 W para todos os ensaios. Com o objetivo de minimizar o erro relacionado aos ensaios, todos os testes feitos a partir do propelente sólido utilizando as formulações descritas acima foram feitos em quintuplicata.

3.2.4 Caracterização do nitrato de potássio com a inserção das nanopartículas

Para caracterizar as amostras de nitrato de potássio foram utilizadas duas técnicas distintas. A primeira delas é a Microscopia Eletrônica de Varredura por Emissão de Campo (MEV/FEG) associada ao EDS. Esta análise foi realizada no Laboratório Central de Microscopia Prof. Israel Baumvol (LCMic) da Universidade de Caxias do Sul, utilizando microscópio marca TESCAN, modelo Mira3, equipado com EDS, marca Oxford Instruments, modelo X-Act Penta FET Precision. A segunda técnica é a Espectrometria de Emissão Ótica com Plasma Indutivamente Acoplado (ICP-OES) onde é feita a quantificação do alumínio depositado sobre o KNO₃ realizado por ICP-OES, ICAP 7000 series, da marca Thermo Scientific pelo Laboratório de Análises e Pesquisas Ambientais – LAPAM, da UCS, fazendo uso das

metodologias EPA Método 3050B:1996 e EPA Método 200.7:2001 para preparação da amostra por digestão ácida e determinação do teor alumínio presente, respectivamente.

3.2.5 Produção e teste do motor-foguete

Após a produção do propelente sólido é necessário inseri-lo no interior do motor-foguete. Para isso, utilizou-se uma prensa hidráulica operando com uma pressão ajustada. A quantidade total de propelente a ser utilizada no motor foi fracionada e pesada em partes iguais sendo prensada no motor em etapas, de modo a garantir melhor eficiência no processo. Após este processo, o motor-foguete ficou pronto para ser utilizado nos testes. Para determinação dos parâmetros de queima do propelente foram realizados testes de bancada estática, onde foram obtidos dados em tempo real por meio de um *software* para a construção de curvas de força e pressão *versus* tempo, além da obtenção de diversos parâmetros importantes para a classificação do desempenho e da eficiência da adição das nanopartículas de alumínio no propelente sólido. Na Figura 17 é apresentada a bancada onde os ensaios estáticos foram realizados.



Figura 17- Bancada de ensaios estáticos.

Fonte: A Autora (2020).

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Neste Capítulo serão abordados os resultados e discussões dos ensaios realizados em amostras de propelente sólido produzidas com a adição de nanopartículas de alumínio oriundas do processo de deposição via *sputtering*.

4.1 AVALIAÇÃO DA DEPOSIÇÃO DE NANOPARTÍCULAS DE ALUMÍNIO NO KNO3

Na Figura 18 estão representadas no lado esquerdo, as amostras de nitrato de potássio (KNO₃) e, no lado direito, as imagens capturadas através do MEV com ampliação de 250 x e escala de 200 µm para cada uma das formulações. As amostras estão dispostas na ordem (A) KNO₃ puro, (B) KNO₃/5min, (C) KNO₃/10min, (D) KNO₃/20min, respectivamente.



Figura 18- Imagens das amostras da deposição e MEV

Fonte: A Autora (2020).

Com base na Figura 18, é possível verificar que as amostras possuem aspecto homogêneo, apesar de não ser notável a presença de alumínio em nenhum dos ensaios de acordo com a análise feita no MEV. Através do MEV observa-se a presença de grãos assimétricos que variam de tamanho entre granular, grosso e fino. Essa assimetria está relacionada com a ordenação das partículas do plano cristalino devido à energia presente no sistema, que é alterada de acordo com a mudança de estado físico da matéria. A energia cinética é responsável pela movimentação dos átomos dentro do sistema cristalino, após a ocorrência de uma reação física ou química (AZEVEDO, 2013).

A partir do método de purificação de nitrato de potássio descrito por Nakka (2017), os cristais se formam através do processo de cristalização onde a assimetria das partículas se dá por meio de reação física, fazendo com que esse efeito seja notável. Para o processo de cristalização ser eficiente, é indispensável a diminuição da temperatura do sistema fazendo com que os átomos se aproximem uns dos outros possibilitando que as interações entre estes ocorram através do processo de nucleação. A formação de cristais que crescem sem um controle das direções cristalográficas dá origem a estruturas desordenadas, onde várias direções de crescimento são encontradas e tamanhos relativos dos grãos são formados (TREMPA *et al.*, 2012).

Ao aumentar o tempo de deposição é perceptível a presença de pontos mais escuros como mostrado na Figura 18 (C) e (D), o que caracteriza a presença de nanopartículas de alumínio na amostra. Apesar da deposição ser eficiente a amostra é altamente heterogênea, uma vez que o processo de deposição de nanopartículas via *magnetron sputtering* ocorre em camadas. Assim, as nanopartículas são depositadas na superfície da amostra e a parte inferior não recebe a deposição o que causa um efeito desuniforme.

Por meio do EDS é possível detectar qualitativamente a presença de diversos elementos químicos na amostragem, mesmo que em pequenos volumes de material (CHINAGLIA; CORREA,1997). As quatro amostras analisadas no presente trabalho, foram submetidas a este teste. Na Figura 19 é apresentado os EDS das quatro diferentes formulações de propelente sólido onde (A) é o KNO₃ puro, (B) KNO₃/5min, (C) KNO₃/10min e (D) KNO₃/20min.



De acordo com a Figura 19, é possível observar que nas amostras A (KNO₃ puro) e B (KNO₃/5min), não há a presença de alumínio, uma vez que a quantidade depositada é relativamente baixa. Já nas amostras C (KNO₃/10min) e D (KNO₃/20min) é possível observar a presença de alumínio mesmo que em pequena quantidade o que comprova que as amostras mesmo sendo heterogêneas apresentam em sua composição o alumínio proveniente do processo de deposição.

Como apresentado anteriormente, as quatro amostras que foram submetidas ao processo de deposição foram também quantificadas em teor de alumínio através do método de ICP-OES. Na Figura 20 é possível comprovar os resultados obtidos através do EDS onde as amostras de KNO₃ puro e o KNO₃ com 5 minutos de deposição apresentaram os menores teores alumínio total. Já as amostras de KNO₃ com 10 e 20 minutos de deposição apresentaram resultados relativamente satisfatórios em relação a quantidade de alumínio presente.

Contudo, observa-se um aumento discreto entre as amostras com tempos de deposição de 5 min e 10 min e um aumento superior a 250 %, quando se compara as amostras com 10 min e 20 min de deposição. Essas diferenças podem estar relacionadas com a heterogeneidade da amostra, mostrada na Figura 18.





4.2 AVALIAÇÃO DO DESEMPENHO DO PROPELENTE

A partir dos ensaios realizados em bancada estática calibrada, foi possível a construção das curvas de força e pressão *versus* tempo. Todas as amostras apresentadas na Tabela 1 foram submetidas a 5 ensaios para diminuir o erro associado. Na Figura 21 são apresentadas as curvas que relacionam a pressão e o tempo de queima para cada um dos quatro diferentes tipos de propelente sólido com adição de nanopartículas de alumínio.

Fonte: A Autora (2020).



De acordo com a Figura 21, é possível observar que os valores máximos obtidos para a pressão das quatro amostras avaliadas variaram entre 6,03 e 7,51 bar. Sendo que a amostra KNSu/10min obteve o melhor desempenho dentre as comparadas, com valor de pressão máxima de 7,51 bar. Já a KNSu puro apresentou desempenho inferior a todas as amostras com valor de pressão igual a 6,03 bar. A KNSu/5min e a KNSu/20min ficaram com valores de pressão máxima medianos de 6,92 e 6,87 bar, respectivamente. A Figura 22 demostra a relação entre força e tempo para cada formulação de propelente sólido.



Figura 2117- Comparativo de pressão versus tempo

O tempo de queima aproximado de todos os ensaios foi de 0,8 segundos e, de acordo com a Figura 22, a força variou de 8,8 a 11,07 N. A amostra que teve menor desempenho foi a KNSu puro com um pico de força de 8,86 N. Para a amostra KNSu/5min o valor máximo de força obtido foi de 10,27 N. A amostra que apresentou melhor desemprenho foi a KNsu/10min com força máxima de 11,07 N. Já a amostra KNSu/20min teve valor de 9,33 N para força máxima. Com base nestes dados, a amostra KNSu/20min demostrou um desempenho inferior quando comparada com as amostras em que foi realizada a deposição, somente ficou superior a amostra KNSu puro. O comportamento da amostra com a deposição de 20 minutos se apresentou fora do padrão, onde o esperado era um resultado de força superior as demais amostras, uma vez que a presença de alumínio e o tempo de deposição foram maiores. Isso ocorre pelo fato de existir um limite em que é realmente eficiente a adição de carga, nesse caso alumínio, em propelentes sólidos uma vez que, quando este limite é atingido as propriedades não se destacam mais.

De acordo Babuk *et al.* (2009), a adição de nanopartículas de alumínio em propelente sólido produz um aumento na sua eficiência, aumentando assim diversos parâmetros como pressão, força e taxa de queima. Já para Baldissera *et al.* (2019), foi constatado que com o aumento percentual de alumínio há o aumento crescente da força gerada pelo motor. Na Tabela 2 é apresentado os resultados referentes aos ensaios realizados na bancada de teste estático com as diferentes formulações de propelente sólido.

Amostra	Tempo de Queima (s)	Impulso Total (N.s)	Impulso Específico (s)	Empuxo Médio (N)	Velocidade Ejeção dos Gases (m/s)
KNSu Puro	$0,79 \pm 0,02$	$4,68 \pm 0,08$	70,00 ± 1,36	5,94 ± 0,19	686,77 ± 13,37
KNSu/5min	0,74 ± 0,01	$4,99 \pm 0,06$	75,24 ± 0,81	6,78 ± 0,08	738,07 ± 7,92
KNSu/10min	0,71 ± 0,01	$5,23 \pm 0,23$	78,41 ± 1,71	$7,38 \pm 0,37$	769,09 ± 16,76
KNSu/20min	0,82 ± 0,05	4,95 ± 0,13	73,02 ± 1,38	6,09 ± 0,25	716,33 ± 13,53
Fonte: A Autora (2	2020).				

Tabela 2- Resultados dos ensaios com diferentes formulações de propelente sólido

Com base na Tabela 2, quando comparado o tempo de queima para as quatro amostras em análise é possível observar que os valores variaram entre 0,71 e 0,82 s tendo a variação do desvio padrão entre 0,01 e 0,05. A amostra KNSu/20min apresentou maior tempo de queima com valor de 0,82 s, sendo seguida pela KNSu puro com 0,79 s. As formulações KNSu/5min e KNSu/10min não se destacaram como as demais e possuem tempo de queima de 0,74 e 0,71 s, respectivamente.

Para o parâmetro impulso total que é a quantidade total de movimento produzida pelo motor, os valores ficaram entre 4,68 e 5,23 N.s com um desvio padrão entre 0,06 e 0,23. Já o parâmetro impulso específico, que é a medida da eficiência global do motor, os dados obtidos variaram entre 70,00 e 78,41 s com desvio padrão de 0,81 e 1,71. Tanto o impulso total como o impulso específico da amostra KNSu puro apresentaram os menores valores, 4,68 N.s e 70,00 s, respectivamente. Já a KNSu/10 min foi a que mais se destacou com 5,23 N.s de impulso total e 78,41 s de impulso específico. As amostras KNSu/5min e a KNSu/20min exibiram resultados intermediários aos demais tanto para impulso total com valores de 4,99 e 4,95 N.s quanto para o específico, com valores de 75,24 e 73,02 s.

Com o processo de adição de nanopartículas de alumínio, é possível observar que em relação ao impulso total, houve um aumento de 11,8 % entre a KNSu/10min que possui melhor desempenho, da KNSu puro com menor desempenho. Já para a KNSu/5min o aumento foi de 6,6 % e para KNSu/20min o aumento de foi 5,8 % ambos em relação a KNSu puro. Para o impulso específico, houve um aumento de 12 % entre a KNSu/10min que mais se destacou, da amostra KNSu puro que teve menor performance. Para a KNSu/5min houve um aumento de 7,5 % e a KNSu/20min um aumento de 4,3 % em relação a KNSu puro, respectivamente. De acordo com Kumar (2015), aditivos metálicos aumentam a performance do propelente sólido, fazendo com que o impulso total e outras propriedades como empuxo e impulso específico também aumentem entre 9 a 18 %. A adição das nanopartículas de alumínio faz com que a densidade do propelente aumente, o que aumenta suas propriedades de combustão.

No quesito empuxo médio, a amostra que obteve maior destaque foi a KNSu/10min com 7,38 N, acompanhada da KNSu/5min com 6,78 N. A KNSu puro apresentou 5,94 N e a KNSu/20min 6,09 N. O empuxo médio teve um desvio padrão variando entre 0,08 e 0,37. De acordo com a Figura 23, é possível observar um comparativo entre os valores referentes as principais características do propelente sólido que são o empuxo médio e impulso total para cada uma das amostras.



Figura 23- Comparativo entre empuxo médio e impulso total para as quatro amostras

Para o parâmetro velocidade de ejeção dos gases uma linearidade também pôde ser observada com base nos demais parâmetros já comentados. O valor máximo foi de 769,09 m/s para KNSu/10min, já o valor mínimo foi de 686,77 para KNSu puro com desvio padrão entre 7,92 e 16,76. As amostras de KNSu/5min e KNSu/20 min não se destacaram expressivamente das demais ficando com valores de 738,07 e 716,33 m/s.

Como esperado a amostra KNSu/10min se destacou das demais apresentando um aumento de 24,24 % no empuxo e 12,0 % na velocidade de ejeção dos gases de exaustão, ambos em relação a KNSu puro. Para as demais amostras a variação foi na faixa de 2,70 a 14,14 % para empuxo e 4,3 a 11,98 % para velocidade de ejeção dos gases de exaustão. Como esperado, de acordo com Baldissera et al. (2019), foi constatado que com o aumento percentual de alumínio há o aumento da velocidade de ejeção dos gases gerados pela queima do propelente além do aumento do empuxo. Para Kumar (2015) os mesmos resultados foram observados, com aumento da velocidade de exaustão e do empuxo do motor.

De acordo com a 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 quatro diferentes formulações de propelente sólido a amostra que teve maior destaque foi a KNSu/10min, sua classificação é classe C, onde o impulso total pode variar entre 5,10

Fonte: A Autora (2020).

e 10,0 N.s. Para as demais formulações de propelente a classe é B onde o impulso total varia entre entre 2,51 e 5,00 N s (NAR, 2019).

5 CONCLUSÕES

De acordo com os resultados obtidos através das análises de MEV e EDS foi possível observar que pelo fato de as amostras não serem totalmente homogêneas a análise de MEV não se fez suficiente para a comprovação da existência de nanopartículas de alumínio. Porém, quando o MEV é associado ao EDS é possível notar a presença de uma pequena porção de alumínio. Este fato vai ao encontro com os resultados obtidos na análise de ICP-OES para determinação do teor de alumínio, a qual possibilitou a confirmação sua presença nas amostras. Para a amostra de KNO₃ puro não era esperado que houvesse o aparecimento de alumínio, porém como utilizase um fertilizante comercial para produção do KNO₃, é possível que este esteja contaminado com diversos elementos que não estão especificados em seu rótulo e aparecem na análise de EDS.

No que diz a respeito à análise de força e pressão os resultados foram altamente satisfatórios. A adição de nanopartículas de alumínio via *magnetron sputtering* foi altamente eficiente sendo possível notar um aumento considerável em relação aos ensaios envolvendo força e pressão para os diferentes tempos de deposição. Assim, é possível afirmar que a adição de nanopartículas de alumínio aumenta o desempenho do motor.

No entanto, para as análises de empuxo médio, impulso total, impulso específico, velocidade de ejeção dos gases de queima e tempo de queima a amostra que mais se destacou foi a KNSu/10min em todos os parâmetros. Assim, a amostra KNSu/20min que possui maior tempo de deposição e maior quantidade de alumínio não apresentou resultados relevantes pelo fato de haver um máximo de carga de alumínio que torna o motor eficiente e, neste caso, o tempo de vinte minutos já não é mais eficiente. É importante destacar que a amostra KNSu/5min apresentou resultados medianos entre as demais formulações e para o KNSu puro os resultados se mostraram menores em todos os ensaios, concluindo que este modelo de propelente sólido não é o mais eficiente e que adicionar nanopartículas de alumínio aumenta a eficiência do motor. Levando em consideração todos os resultados obtidos é possível afirmar o propelente sólido proveniente da deposição de alumínio é altamente eficiente em todos os quesitos analisados.

6 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

São necessários estudos mais aprofundados sobre a metodologia de deposição das nanopartículas, a fim de aumentar a homogeneidade das amostras. A inserção de um maior teor de alumínio ou a utilização de outro metal com diferentes propriedades também pode ser avaliada. Outro ponto a ser levado em conta é a diminuição da quantidade utilizada em de cada batelada para que o processo ocorra de forma eficiente. Outros parâmetros de queima também podem ser analisados como a temperatura do motor e a taxa de queima. Além disso, a caracterização das nanopartículas pode ser avaliada através de ensaios mais aprofundados, para comprovação da presença das mesmas.

REFERÊNCIAS

ADHARSH UNNI, A. *et al.* Effects of adding powdered metals with the solid propellants–A review. **Journal of Physics: Conference Series**, [*S.l.*], v. 1473, p. 012048, 2020.

ARNONI, L. V. Investigação experimental de um propulsor híbrido usando polietileno e tetróxido de nitrogênio. 2014. 160 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologias Espaciais: Combustão e Propulsão) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. São José dos Campos. 2014. Disponível em: http://mtcm21b.sid.inpe.br/col/sid.inpe.br/mtcm21b/2014/05.01.10.24/doc/publicacao.pdf. Acesso em: 02 maio 2020.

AZEVEDO, A. G. Monocristais e policristais, uma avaliação dos métodos de obtenção e caracterização. **Revista da Universidade Vale do Rio Verde**, [*S.l.*], v. 11, n. 2, p. 442-454, dez. 2013. Universidade Vale do Rio Verde (UninCor). DOI: http://dx.doi.org/10.5892/ruvrd.v11i2.442454.

BABUK, V. *et al.* Nanoaluminum as a solid propellant fuel. **Journal of Propulsion and Power**, [S.*l.*], v. 25, n. 2, p. 482-489, Mar. 2009. DOI: http://dx.doi.org/10.2514/1.36841.

BALDISSERA, R. *et al.* **Avaliação da incorporação de resíduos de alumínio em propelente sólido de nitrato de potássio e sacarose**. *In:* CONGRESSO AEROESPACIAL BRASILEIRO, 2. 2019, Santa Maria. **Anais** [...]. Santa Maria: CAB, 2019. 7 p.

BALDISSERA, R. *et al.* Evaluation of rocket propulsion performance using potassium nitrate/sucrose and aluminum/ice as propellants. **Journal of Basic and Applied Research International**, [*S.I.*], v. 19, n. 3, p. 152-156, Jan. 2016a.

BALDISSERA, R. *et al.* Propelentes sólidos para foguetes: avaliação teórica do desempenho da mistura nitrato de potássio/açúcar: Avaliação teórica do desempenho da mistura nitrato de potássio/açúcar. **Revista Interdisciplinar de Ciência Aplicada**, Bento Gonçalves, v. 1, n. 2, p. 7-9, out. 2016b. Disponível em: http://www.ucs.br/etc/revistas/index.php/ricaucs/article/view/4743. Acesso em: 10 maio 2020.

BALDISSERA, R. Solid propellants for rockets: a methodology to obtain high purity KNO₃ from an inexpensive source. **International Journal of Research in Engineering and Technology**, [*S.l.*], v. 07, n. 9, p. 52-56, Sept. 2018. DOI: http://dx.doi.org/10.15623/ijret.2018.0709007.

BECKSTEAD, M.W. **A Summary of aluminum combustion**. R&t Organization, Brigham Young University, p. 5 – 1 a 5 – 46, maio 2002.

BERGMAN, G.; ANFLO, K. Dual mode chemical rocket engine and dual mode propulsion system comprising the rocket engine. U.S. Patent n. 10,316,794, 11 jun. 2019.

CALABRO, M. Overview on hybrid propulsion. **Progress in Propulsion Physics**, [*S.I.*], v. 2, p. 353-374, 2011. DOI: http://dx.doi.org/10.1051/eucass/201102353. Disponível em:

https://www.eucassproceedings.eu/articles/eucass/pdf/2012/01/eucass2p353.pdf. Acesso em: 03 abr. 2020.

CASTRO, V. G. Script para o dimensionamento de motores foguete a propelente sólido. 2019. 112 f. TCC (Graduação em Engenharia Mecânica) -Universidade do Estado do Amazonas. Manaus, 2019. Disponível em: http://repositorioinstitucional.uea.edu.br/bitstream/riuea/2338/1/Script%20para%20o %

20dimensionamento%20de%20motores%20foguete%20a%20propelente%20s%C3 % B3lido%20.pdf. Acesso em: 10 maio 2020.

CHINAGLIA, C. R.; CORREA, C. A. Análise de falhas em materiais através de técnicas avançadas de microscopia. **Polímeros**, [*S.I.*], v. 7, n. 3, p. 19-23, set. 1997. FapUNIFESP (SciELO). http://dx.doi.org/10.1590/s0104-14281997000300005.

DAVE, P. N.; RAM, P. N.; CHATURVEDI, S. Transition metal oxide nanoparticles: potential nano-modifier for rocket propellants: Potential nano-modifier for rocket propellants. **Particulate Science and Technology**, [S.I.], v. 34, n. 6, p. 676-680, Nov. 2015. DOI: http://dx.doi.org/10.1080/02726351.2015.1112326.

GALVÃO, M. F. T. **Projeto estrutural de um foguete acadêmico a combustível sólido.** 2018. 80 p. TCC (Graduação em Engenharia Mecânica) - Universidade Federal do Rio Grande do Norte. Natal, 2018. Disponível em: https://monografias.ufrn.br/jspui/bitstream/123456789/8187/1/Projeto%20Estrutural %

20de%20um%20Motor%20Foguete%20Acad%C3%AAmico%20a%20Combust%C 3 %ADvel%20S%C3%B3lido_Galv%C3%A3o.pdf. Acesso em: 10 maio 2020.

GRIEGO, C.; YILMAZ, N.; ATMANLI, A. Analysis of aluminum particle combustion in a downward burning solid rocket propellant. **Fuel**, [*S.l.*], v. 237, p. 405-412, Oct. 2018. DOI: http://dx.doi.org/10.1016/j.fuel.2018.10.016.

GUSTAVO, D. Análise do estado de tensão deformação de grão combustível sólido de foguete híbrido. 2016. 98 p. TCC (Graduação em Engenharia Aeroespacial) - Universidade de Brasília. Brasília, 2016. Disponível em: https://bdm.unb.br/handle/10483/19899. Acesso em: 03 abr. 2020.

JAIN, S. *et al.* Burn rate enhancement of ammonium perchlorate– nitrocellulose composite solid propellant using copper oxide–graphene foam microstructures. **Combustion and Flame**, [*S.I.*], v. 206, p. 282-291, Aug. 2019. DOI:

http://dx.doi.org/10.1016/j.combustflame.2019.05.004.

KUENTZMANN, P. Introduction to solid rocket propulsion. Office National D'etudes et de Recherches Aerospatiales Chatillion Cedex, France, 2004. 17p. Disponível em: http://citeseerx.

Ist.psu.edu/viewdoc/download?doi10.1.1.1022.5433&rep=1&type=pdf. Acesso em 03 maio 2020.

KUMAR, M. P; PALEKAR, S. G. Design and performance analysis of aluminized sugar aided rocket propulsion using MATLAB. **International Journal of Science and Research**, [*S.I.*], v. 4, n. 10, p. 624-627, Oct. 2015.

LABORATÓRIO DE RECURSOS ANALÍTICOS E CALIBRAÇÃO. Microscopia eletronica de varredura e espectroscopia por energia dispersiva de raios X MEV/EDS. 2017. Disponível em:

https://www.feq.unicamp.br/lrac/documentos/tecnica_mev_dvs.pdf. Acesso em: 22 nov. 2020.

LACAVA, P. T.; BARROS, T. M. Protótipo de motor foguete movido a propelente híbrido. *In:* ENCONTRO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA E PÓS-GRADUAÇÃO DO ITA.16., 2010, São José dos Campos. **Anais** [...]. São José dos Campos: ENCITA, 2010, 12 p.

LI, J.; ROZEN, I.; WANG, J. Rocket Science at the Nanoscale. **ACS Nano**, [*S.l.*], v. 10, n. 6, p. 5619-5634, May 2016. DOI: http://dx.doi.org/10.1021/acsnano.6b02518.

MARCHI, C. H. **Capítulo 2 Motor-foguete de espaçomodelo.** Curitiba, 16 ago. 2014. Apostila.

NAR. **National Association of Rocketry**. Disponível em: https://www.nar.org/. Acesso em: 25 novembro 2020.

NAKKA, R. **Experimental rocketry web site**. 2017. Disponível em: https://www.nakka-rocketry.net/sucrose.html. Acesso em: 02 maio 2020.

NAKKA, R. **Solid propellant burn rate**. 2003. Disponível em: http://www.nakkarocketry.net/burnrate.html. Acesso em: 10 maio 2020.

MATOS, I. P. B. Determinação, usando a técnica PIV, da distribuição de velocidade de gotas em injetor jato-centrífugo de motor foguete. 2018. 49 f. TCC (Graduação em Engenharia Mecânica) - Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro. Rio de Janeiro, 2018. Disponível em: https://www.maxwell.vrac.pucrio.br/45524/45524.PDF. Acesso em: 02 maio 2020.

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: 02 maio 2020.

PEREIRA, L. G. F. **Desenvolvimento de materiais catalíticos à base de óxidos mistos para a decomposição do monopropelente peróxido de hidrogênio**. 2014. 83 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia de Materiais) - Universidade de São Paulo. Lorena, 2014. Disponível em:

https://teses.usp.br/teses/disponiveis/97/97134/tde-24072014152509/publico/EMD14004_C.pdf. Acesso em: 02 maio 2020. 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/tde-17052013145147/publico/Diss_Marcos_Ribeiro.pdf. Acesso em: 28 mar. 2020.

SCHLOSSMACHER, L. **Desenvolvimento de motores-foguete para espaço modelos**. 2015. 68 f. TCC (Graduação em Engenharia Mecânica) - Universidade Federal do Paraná. Curitiba, 2015. Disponível em:

http://ftp.demec.ufpr.br/foguete/bibliografia/Desenvol-Mtrs-FoguetesEspa%C3%A7omodelismo.pdf. Acesso em: 26 abr. 2020.

SCIAMARELI, J. *et al.* Propelente sólido compósito polibutadiênico: I- influência do agente de ligação. **Química Nova**, São Paulo, v. 25, n. 1, p. 107-110, jan./fev. 2002.

DOI: http://dx.doi.org/10.1590/s0100-40422002000100018. Disponível em: https://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S0100-40422002000100018. Acesso em: 19 maio 2020.

SHEARER, D. A.; VOGT, G. L. **Rockets**: educator's guide with activities in science, technology, engineering and mathematics. S.I: Maury Solomon, 2020. 145 p. Disponível em:

https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/rockets_guide.pdf. Acesso em: 17 maio 2011.

SILVA, G.; SILVA, C. M.; MATTOS, E. da C. Óxido de tris [1-(2-metil) aziridinil] fosfina em propelente sólido compósito. *In:* SIMPÓSIO DE APLICAÇÕES OPERACIONAIS EM ÁREAS DE DEFESA (SIGE), 21., 2019, São José dos Campos. **Anais** [...]. São José dos Campos: SIGE, 2019. 4 p. Disponível em: https://www.sige.ita.br/wpcontent/uploads/2019/09/ST_09_1.pdf. Acesso em: 19 maio 2020. (passar esta referência para o final)

SILVA, G. da; RUFINO, S. C.; IHA, K.. An overview of the technological progress in propellants using hydroxyl-terminated polybutadiene as binder during 2002–2012. Journal of Aerospace Technology and Management, São José dos Campos, v. 5, n. 3, p. 267-278, July/Sept. 2013. DOI:

http://dx.doi.org/10.5028/jatm.v5i3.242.

Disponível em: https://www.scielo.br/pdf/jatm/v5n3/2175-9146-jatm-05-03-0267.pdf. Acesso em: 03 maio 2020.

SUN, X. *et al.* Regression rate behaviors of HTPB-based propellant combinations for hybrid rocket motor. **Acta Astronautica**, [*S.I.*], v. 119, p. 137-146, Feb. 2016. DOI: http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.11.015.

SURESH BABU, K.V. *et al.* Studies on composite solid propellant with tri-modal ammonium perchlorate containing an ultrafine fraction. **Defence Technology**, [S.*l.*], v. 13, n. 4, p. 239-245, Aug. 2017. DOI: <u>http://dx.doi.org/10.1016/j.dt.2017.06.001</u>.

SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket propulsion elements**. 8° ed. Nova Jersey: John Wiley & Sons, Inc., 2010. 786 p.

TEJASVI, K.; RAO, V. V.; SETTY, P. Characterization of ultra-fine aluminium particles with potential applications as composite propellants. **Bulletin of Materials Science**, [*S.I.*], v. 42, n. 5, p. 1-7, June 2019. DOI: http://dx.doi.org/10.1007/s12034019-1895-0.

TREMPA, M. *et al.* Mono-crystalline growth in directional solidification of silicon with different orientation and splitting of seed crystals. **Journal of Crystal Growth**, v. 351, n. 1, p. 131–140, 2012.

VASQUES, B. B.. **Projeto de motor foguete bipropelente líquido.** 34f. 2018. Relatório final de projeto de iniciação científica (PIBIC/CNPQ/INPE). São Paulo, 2018. Disponível em: http://mtc-

m16c.sid.inpe.br/col/sid.inpe.br/mtcm18@80/2008/12.04.16.59/doc/Brunno%20Barr eto%20Vasques.pdf. Acesso em: 01 maio 20