

Propelentes sólidos para foguetes Avaliação teórica do desempenho da mistura nitrato de potássio/açúcar

Rafaela Baldissera (rafabaldissera.rb@gmail.com)Douglas Moraes Soares (dmsouares1@ucs.br)Tiago Barreto Gedoz (tgedoz@gmail.com)Tânia Morelato (tmorela1@ucs.br)Tiago Cassol Severo (tcsevero@ucs.br)Matheus Poletto (mpoletto1@ucs.br)

Grupo Gincarvi Jr. de Tecnologia em Foguetes
Centro de Ciências Exatas, da Natureza e de Tecnologia (CENT)
Universidade de Caxias do Sul (UCS)
Bento Gonçalves, Rio Grande do Sul, Brasil.

Resumo: A propulsão de foguetes é uma área bastante desafiadora onde conceitos de física e química podem ser amplamente explorados. Para projetar um motor de foguete que utiliza propelente sólido uma série de fatores deve ser avaliada, uma vez que os compostos utilizados na formulação do propelente são explosivos e devem estar balanceados para melhores resultados de propulsão. Este trabalho utiliza softwares de simulação para prever o desempenho de um propelente sólido utilizado em foguetes, onde o impulso específico, a velocidade de exaustão característica, a temperatura de combustão e os produtos gerados com a combustão do propelente a base de nitrato de potássio e açúcar (KNSu) foram avaliados. Os resultados demonstraram que os valores de velocidade de exaustão característica e temperatura de combustão obtidos para a simulação da queima do propelente estão de acordo com os valores encontrados na literatura, enquanto que o impulso específico apresentou valor ligeiramente inferior. Os produtos da reação de queima do KNSu são em sua maioria dióxido de carbono, monóxido de carbono e água. A simulação utilizada para prever o desempenho do propelente sólido para foguetes é uma alternativa segura e viável para desenvolver motores foguete.

Palavras-chave: Foguete, propelente sólido, impulso específico.

Abstract: Rocket propulsion is a very challenged field in science. To design a solid-propellant rocket motor a lot of factors must be considered because the compounds used in the propellant formulation are explosives. This work uses computer simulation to predict the performance of a solid rocket propellant based on the results of specific impulse, characteristic exhaust velocity, combustion temperature and combustion reaction products of potassium nitrate/sugar (KNSu). The results demonstrated that characteristic exhaust velocity and combustion temperature presents values similar to the literature, while the specific impulse showed lower values when compared with the literature values. The reaction products from KNSu combustion are mostly carbon dioxide, carbon monoxide and water. The simulation used to predict the performance of a solid rocket propellant is a safe and viable alternative to be used to design rocket motors.

Keywords: Rocket, solid propellant, specific impulse.

1. INTRODUÇÃO

Motores de foguetes que utilizam propelentes sólidos constituem um método eficaz de propulsão [1]. Estes propelentes são utilizados por construtores amadores de foguetes, mas também podem ser utilizados em aplicações espaciais e militares.

O propelente sólido é uma mistura complexa e estável de compostos oxidantes e redutores. Em um motor de foguete o propelente que irá gerar a propulsão para o mesmo está contido em uma câmara de combustão [2,3]. Esta câmara consiste em um vaso de pressão que é projetado para suportar as elevadas pressões geradas pelos gases oriundos da combustão do propelente [2].

Cada parte do propelente disposta na câmara é chamada de grão [2]. Quando o grão é ignitado deverá queimar de maneira contínua e homogênea, gerando calor e formando moléculas gasosas de baixa massa molecular [4]. Os gases fluem através de um bocal convergente-divergente proporcionando a impulsão ao foguete [2,5]. A Figura 1 mostra o design típico de um motor de foguete que utiliza propelente sólido.

O propelente constituído por sacarose e nitrato de potássio, conhecido como KNSu, é um propelente tradicionalmente utilizado em minifoguetes. Os componentes para produção do combustível são de fácil obtenção e este propelente produz um impulso específico relativamente elevado [6]. O açúcar atua como combustível, enquanto que o nitrato de potássio age como oxidante. Diversos

experimentos são realizados utilizando esse tipo de propelente [1-5], uma vez que ele é barato, não requer equipamentos complexos para sua produção e apresenta bom desempenho durante sua queima quando comparado a propelentes mais avançados como o perclorato de amônio.

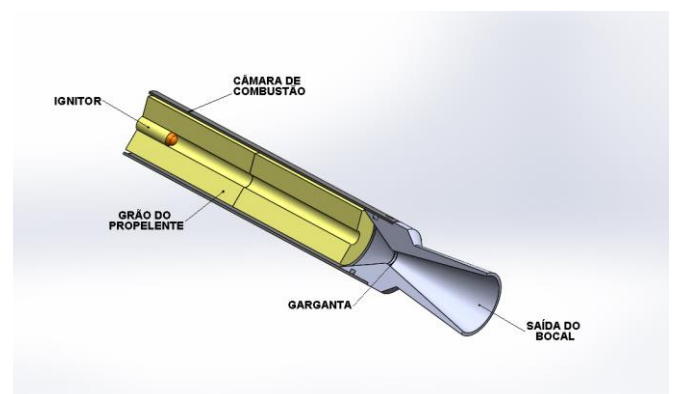


Figura 1: Seção transversal de um motor de foguete que utiliza propelente sólido

O objetivo deste trabalho é prever o desempenho de um motor de foguete que utiliza propelente sólido a base de KNSu utilizando softwares de simulação para otimizar o projeto do futuro motor sem a necessidade de construção e teste de vários motores.

2. DESENVOLVIMENTO

A formulação do propelente utilizada para as simulações foi baseada na literatura [6]. O KNSu é normalmente produzido através de uma **mistura de 65% em massa de nitrato de potássio e 35% em massa de açúcar**. Os parâmetros teóricos obtidos para a queima do propelente foram encontrados utilizando o software *ProPEP 3* (*Propellant Performance Evaluation Program*) versão 1.0.1, com **pressão na câmara do motor igual a 1000 psi (68 atm)**. A **massa de propelente** considerada na simulação foi igual a **1 kg**. Para a simulação no software *ProPEP 3* foram adotadas as seguintes condições [3]:

- Os produtos gerados com a combustão do propelente são homogêneos; $\rightarrow E$ *before*
- Os gases provenientes da combustão obedecem à lei dos gases ideais;
- A razão do calor específico (C_p/C_v) dos gases de combustão é constante em todo o motor;
- Nenhum calor é trocado através da parede do motor e o fluxo de calor é adiabático;
- A variação da temperatura e da pressão é somente axial e o fluxo no bocal de saída do foguete ocorre em apenas uma dimensão.

Para avaliar o comportamento do motor e do propelente na geração do impulso do foguete foi utilizado o *SRM 2014* (*Solid Rocket Motor Performance*). Este programa permite escolher uma pressão máxima desejável para a câmara do motor e a partir de dados como as dimensões do motor e do grão do propelente pode-se estimar a desempenho do foguete. A pressão máxima escolhida na câmara do motor foi de 1000 psi, ou seja, a **mesma pressão utilizada para a simulação no *ProPEP 3***.

3. RESULTADOS E DISCUSSÃO

A Tabela 1 apresenta os parâmetros teóricos obtidos com a queima do KNSu utilizando o *software ProPEP 3*. Os valores obtidos nesse trabalho são comparados com valores obtidos em outros estudos que também utilizaram KNSu como propelente.

Tabela 1 – Diversos parâmetros utilizados para comparar o desempenho de propelentes

Parâmetros	Unidade	KNSu [7]	KNSu [4]	KNSu
Impulso específico	s	130	164,4	115,9
Velocidade de exaustão	m/s	946,7	913,4	924,6
Densidade	g/cm ³	1,80	1,888	1,888
T combustão	K	1720	1720	1722
Calor específico (C_p/C_v)		1,044	1,0437	1,0437

De maneira geral, todos os resultados obtidos nesse trabalho apresentaram proximidade a outros valores encontrados na literatura [4,7], a única exceção é o impulso

específico. Provavelmente esse comportamento pode ser resultante de diferentes condições de contorno adotadas por outros autores para determinação dos parâmetros teóricos. A velocidade de exaustão característica é normalmente utilizada para comparar a performance de diferentes sistemas de propulsão para foguetes [8]. Esta velocidade pode ser relacionada com a eficiência da combustão na câmara do motor e é essencialmente independente das características do bocal [8]. **A velocidade de exaustão característica obtida através do software *ProPEP 3* é semelhante aos outros valores encontrados na literatura, bem como os valores de densidade, temperatura de combustão e também da relação do calor específico.**

A variação da força com o tempo total de voo do foguete obtida através da simulação no *SRM 2014* está mostrada na Figura 2. A força máxima obtida é de 559N depois de transcorridos 0,45s do lançamento. De acordo com a simulação, após transcorridos menos de 0,1s do lançamento a força atinge aproximadamente 400N, o que demonstra que um elevado impulso é obtido em um curtíssimo período de tempo, resultando em uma elevada aceleração do foguete com a queima do propelente. No entanto, após 0,5s a força começa a diminuir e o tempo para a queima total do propelente, de acordo com a simulação, é de aproximadamente 1,1s.

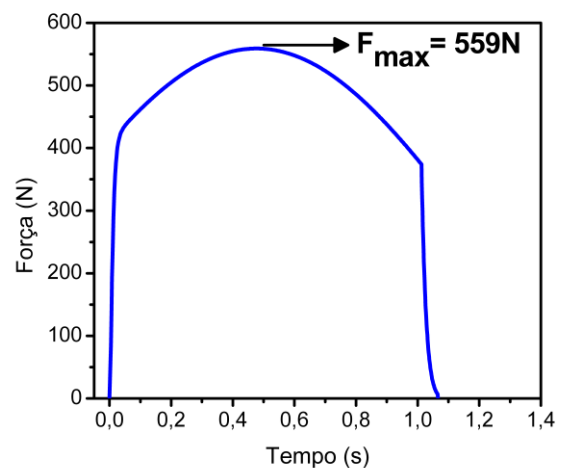
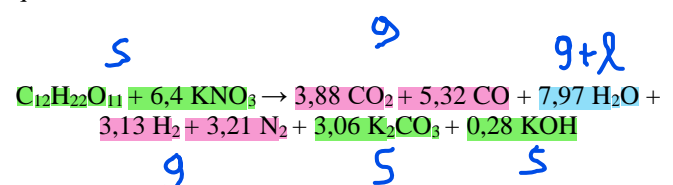


Figura 2: Variação da força em função do tempo para a simulação do foguete utilizando KNSu como propelente

A reação de **queima do propelente envolve a oxidação da molécula de sacarose presente no açúcar pelo nitrato de potássio**. A reação, além da liberação de energia, gera diversos produtos. A reação proposta obtida com auxílio do software *ProPep 3*, pode ser observada conforme a equação química abaixo:



Sob as condições de temperatura e principalmente pressão em que esta reação ocorre, **a maioria dos produtos gerados está na forma de gás**. Estes gases contribuem para aumentar a pressão na câmara do motor e à medida que são expelidos auxiliam ainda mais na impulsão do foguete.

A Figura 3 mostra um lançamento realizado pela equipe Gincarvi Júnior da UCS. Pode-se verificar o foguete na base de lançamentos instantes antes de ser lançado, Figura 3(a), e depois de transcorridos 1-2 segundos do lançamento, Figura 3(b) e Figura 3(c), respectivamente.

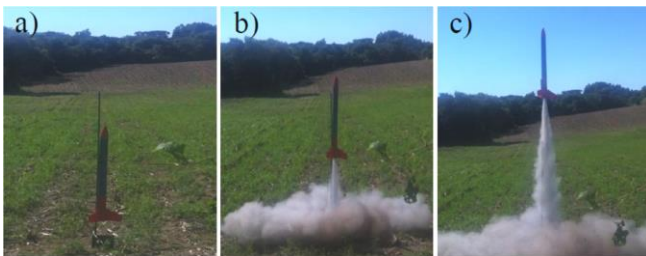


Figura 3: Teste de lançamento utilizando KNSu como propelente

O teste de lançamento foi positivo e o motor do foguete suportou a elevada temperatura dos gases gerados, bem como a pressão exercida dentro da câmara do motor. Observa-se também a grande quantidade de gases liberados com a queima do propelente KNSu. As maiores quantidades de gases liberados, segundo a reação anterior, **são vapor de água, monóxido de carbono e dióxido de carbono**, respectivamente [9].

O gás nitrogênio é inerte, enquanto o gás hidrogênio formado pode se combinar com o oxigênio do ar produzindo água. O carbonato de potássio e o hidróxido de potássio apresentam certa reatividade, mas não são considerados **tóxicos**. Ressalta-se ainda que traços de outros gases tóxicos podem ser formados, tais como, **metano, NO_x**, entre outros, no entanto sua quantificação requer equipamentos mais avançados e medições *in situ*.

4. CONCLUSÕES

Os resultados mostraram que os valores de **velocidade de exaustão e temperatura de combustão** obtidos durante a **simulação estão de acordo com os valores encontrados na literatura**. O impulso específico **apresentou valor inferior**, provavelmente em função de adoção de diferentes condições de contorno adotadas para determinação dos parâmetros teóricos.

Os produtos da reação de queima do propelente são em sua maioria dióxido de carbono, monóxido de carbono e água. O teste de lançamento foi bem-sucedido, o que demonstra que a simulação utilizada para prever o desempenho do propelente sólido para foguetes é uma alternativa segura e viável para desenvolver motores foguete.

5. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem a Universidade de Caxias do Sul por apoiar este projeto de pesquisa.

6. REFERÊNCIAS

- [1] CARTER, M.G. **An investigation into the combustion and performance of small solid-propellant rocket motors**. Final Thesis Report. University of New South Wales. 2008; 1-84.
- [2] ALIYU, B.K.; OSHEKU, C.A.; OYEDEJI, E.O.; ADETORO, M.A.; OKON, A.A.; IDOKO, C.M. **Validating a novel theoretical expression for burn time and average thrust in solid rocket motor design**. 2015, v. 5, n. p. 1-11.
- [3] KUMAR, M.P.; PALEKAR, S.G. **Design and performance analysis of aluminumized sugar aided rocket propulsion using MATLAB**. **International Journal of Science and Research**. 2015, v. 4, n. 10, p. 624-627.
- [4] OLAOYE, O.S.; ABUDULHAFEEZ, O.A. **Design and performance characteristics of a rocket using potassium nitrate and sucrose as propellants**. **International Journal of Science and Research**. 2014, v. 3, n.8, p. 1892-1897.
- [5] SCIAMARELI, J.; TAKAHASHI, M.F.K.; TEXEIRA, J.M. **Propelente sólido composto polibutadiênico-11 - influência do agente de ligação**. **Química Nova**, 2002, v. 25, p. 107-110.
- [6] FOLTRAN, A.C.; MORO, D.F.; da SILVA N.D.P.; FERREIRA, A.E.G.; ARAKI, L.K.; MARCHI, C.H. **Burning rate measurement of KNSu propellant obtained by mechanical press**. **Journal of Aerospace Technology and Management**. 2015, v. 7, n. 2, p. 193-199.
- [7] NAKKA, R. **KN-Sucrose propellant chemistry and performance characteristics**. **Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site**. 1999.
- [8] SUTTON, G.P.; BIBLARZ, O. **Rocket Propulsion Elements**. John Wiley & Sons. 2000.
- [9] BALDISSERA, R.; GABRIEL, L.; POLETO, M. **Propelentes sólidos para foguetes - Avaliação da geração de gases tóxicos com base nas reações de combustão**. **5º Congresso Internacional de Tecnologias para o Meio Ambiente**, Bento Gonçalves, 2016.