15º Congresso de Inovação, Ciência e Tecnologia do IFSP - 2024

DESENVOLVIMENTO E ESTUDO DE UM MOTOR DE FOGUETE COM PROPELENTE SÓLIDO DE 1 KM DE APOGEU

PEDRO BONDEZAN[1], JOSÉ H. ARDENGHI NETO[2], UMBERTO C. SILVA FILHO[3], GABRIEL C. SOUZA[4], LIRIEL V. G. FERREIRA[5], CAUÊ SPANGER[6], AILSON V. CUNHA[7]

[1] Técnico em Automação, IFSP, *Campus* Sertãozinho, p.bondezan@aluno.ifsp.edu.br.
[2] Técnico em Química, IFSP, *Campus* Sertãozinho, a.neto@aluno.ifsp.edu.br.
[3] Técnico em Química, IFSP, *Campus* Sertãozinho, umberto.coelho@aluno.ifsp.edu.br.
[4] Técnico em Automação, IFSP, *Campus* Sertãozinho, souza.cardoso@aluno.ifsp.edu.br.
[5] Técnico em Automação, IFSP, *Campus* Sertãozinho, liriel.f@aluno.ifsp.edu.br.
[6] Técnico em Automação, IFSP, *Campus* Sertãozinho, caue.s@aluno.ifsp.edu.br.
[7] Professor de Física, IFSP, *Campus* Sertãozinho, avcunha@ifsp.edu.br.

Área de conhecimento (Tabela CNPq): 3.12.05.02-0 Propulsão de Foguetes

RESUMO: O presente trabalho tem como objetivo planejar, projetar e desenvolver o motor propulsor do foguete experimental de propelente sólido da missão SRT1 na Latin American Space Challenge (LASC) 2024. É detalhado o processo de otimização do motor do foguete, ao simular e calcular as variáveis de desempenho do mesmo, ou seja, a geometria do grão propelente, medidas críticas da tubeira, a espessura e material da câmara de combustão, anteparo e proteção térmica, com o objetivo de garantir o sucesso da missão. A escolha do combustível se baseia na abundância de matérias primas da cultura da cana na região de Sertãozinho, por isso optado a sacarose e nitrato de potássio (KNSU). São discutidos os materiais utilizados, dos quais é selecionado o alumínio e o aço, devido à segurança e eficiência. A aplicação do projeto encontra adversidades como escassez de recursos e tecnologias, dependendo de doações e rendas externas. Entretanto, o estudo e simulações geram excelentes resultados, de forma que garante-se a segurança e previne-se possíveis acidentes. O trabalho almeja agregar no setor aeroespacial brasileiro, aumentando o porte intelectual da nação.

PALAVRAS-CHAVE: foguetemodelismo, propulsão, combustível, propelente sólido

DEVELOPMENT AND STUDY OF A SOLID PROPELLANT ROCKET MOTOR WITH A 1 KM APOGEE

ABSTRACT: The objective of this work is to plan, design, and develop the propulsion motor for the experimental solid-propellant rocket of the SRT1 mission at the Latin American Space Challenge (LASC) 2024. The optimization process of the rocket motor is detailed, including the simulation and calculation of its performance variables, such as the propellant grain geometry, critical nozzle dimensions, thickness and material of the combustion chamber, bulkhead, and thermal protection, aiming to ensure the mission's success. The choice of fuel is based on the abundance of raw materials from the sugarcane industry in the Sertãozinho region, leading to the selection of sucrose and potassium nitrate (KNSU). The materials used are discussed, with aluminum and steel being selected due to their safety and efficiency. The project's implementation faces challenges such as the scarcity of resources and technologies, relying on donations and external funding. Nevertheless, the study and simulations yield excellent results, ensuring safety and preventing potential accidents. This work aims to contribute to the Brazilian aerospace sector, enhancing the nation's intellectual capacity.

KEYWORDS: model rocketry, propulsion, fuel, solid rocket motors

INTRODUÇÃO

As competições acadêmicas têm se tornado cada vez mais comuns nas escolas brasileiras, a exemplo da Mostra Brasileira de Foguetes (MOBFOG), cujo objetivo é, por meio do lançamento de foguetes educacionais propulsionados à água pressurizada, vinagre com bicarbonato de sódio ou propelente sólido, despertar o interesse dos jovens em Astronomia, Astronáutica e ciências correlatas, utilizando a metodologia de Aprendizagem Baseada em Problemas (ABP). Esta promove o desenvolvimento do pensamento crítico por meio da integração entre teoria e prática, aprimorando as *soft* e *hard skills* dos estudantes (Pereira et al., 2007, p. 7), principalmente se for aplicada à área de foguetes, oferecendo uma experiência educacional rica e envolvente, como aponta Raffa et. al. (2023).

Adotando a mesma metodologia para fomentar o interesse em tecnologia aeroespacial, há o Latin American Space Challenge (LASC), cujo objetivo é atingir o apogeu estipulado com a maior precisão possível. A Missão SRT1, portanto, almeja construir, testar e lançar um foguete de propelente sólido capaz de atingir 1 km de apogeu no LASC 2024. A missão foi dividida em três partes técnicas:

- Propulsão – focada no desenvolvimento do motor, incluindo a escolha e dimensionamento do propelente, cálculos estruturais e fabricação da câmara de combustão;
- Foguetrônica – responsável pela eletrônica do foguete, como a ativação do sistema de ejeção e integração do altímetro para recuperação;
- Componentes – abrange o dimensionamento da estrutura e estabilidade do foguete, como paraquedas, aletas, coifa e fuselagem.

Este trabalho se concentra justamente na otimização do motor a propelente sólido, desde a composição química do propelente até o design mecânico do motor.

MATERIAIS E MÉTODOS

O motor de foguete de propelente sólido é tipicamente estruturado contendo:

1. A câmara de combustão, ou *case*, que contém a pressão interna gerada pela queima do propelente; por isso, sua construção é comumente feita a partir de materiais resistentes e dúcteis;
2. Tubeira , consiste em entrada convergente e saída divergente, que aceleram o fluxo do gás da combustão, aumentando o empuxo do foguete. Deve ser resistente à erosão, por isso é constituído geralmente de aços ou compostos cerâmicos;
3. Anteparo, ou *Bulkhead*, é o cabeçote na extremidade oposta do *case,* que veda a saída dos gases, vulgarmente como uma tampa. Não há grandes rigores sobre sua construção, senão sua parede de espessura mínima;
4. Proteção Térmica ou Inibidor, é uma camada de material isolante térmico, com finalidade de prevenir deformações no case provocadas pela alta temperatura da combustão;
5. Propelente é o combustível sólido que, quando queimado, propulsiona o veículo a altas velocidades. Pode ser composto por uma variedade de elementos, dos quais se destacam os propelentes de açúcar: basicamente, uma mistura de Nitrato de Potássio (KN) com Sacarose (KNSU), dextrose (KNDX) ou sorbitol (KNSB).

Cada parte do motor deve ser cuidadosamente planejada, dimensionada, construída e testada.

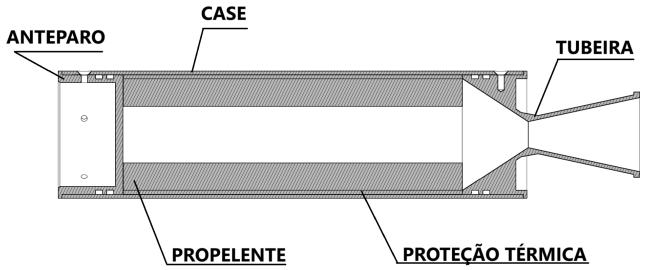

FIGURA 1: Partes de um motor de foguete de propelente sólido. Fonte**:** dos autores.

Grão Propelente

O propelente geralmente é repartido em segmentos, a fim de melhorar a performance da queima. Portanto, devem ser dimensionados o diâmetro do propelente, número de grãos e comprimento do grão, além do diâmetro e formato do *core*. Este é uma furação de centro do grão, que pode assumir

diferentes formatos. O mais típico é o formato *BATES* (*BAllistic Test and Evaluation System*), ou seja, furo circular.

De acordo com Van den Wijngaart (2022), os grãos BATES, devido ao seu formato cilíndrico e estrutura de paredes espessas, queimam de forma interna, tanto nas extremidades superiores quanto inferiores, o que facilita sua produção e desenvolvimento. Esses grãos são preferidos por permitirem uma pressão quase constante durante a combustão e por sua modularidade, que possibilita ajustes nos motores com facilidade.

Em sua pesquisa sobre o desenvolvimento de motores de foguetes a propelente sólido para competições, Ribeiro (2023) ressaltou que, para motores de baixo apogeu, a geometria *BATES* é altamente recomendada devido à simplicidade de sua fabricação e à previsibilidade da curva de empuxo. O aumento do tamanho e da quantidade dos grãos propelentes normalmente resulta em um maior impulso total, otimizando tanto a queima quanto a eficiência do combustível.

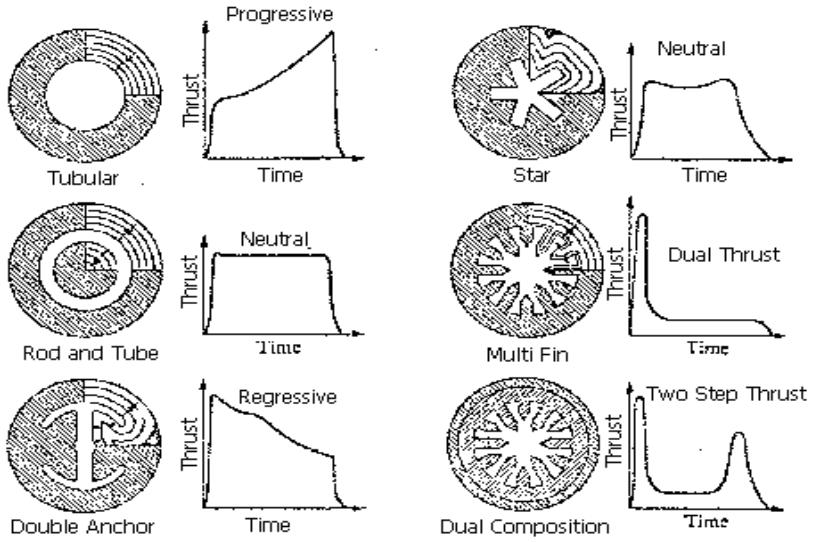

FIGURA 2: Formatos de *core* diferentes. Fonte: TOLA et al, 2016.

Cada composição diferente de combustível fornecerá um desempenho único. Dessa forma, a escolha do propelente deve ser feita cautelosamente. A missão SRT1 busca simplicidade e prática no planejamento, aquisição dos materiais e construção do foguete e, como Sertãozinho é um polo industrial de cana de açúcar, tendo oferta abundante dos materiais provindos desse cultivo, foi escolhido como oxidante a Sacarose. Afinal, conforme Nakka (2008), o KNSU permite um projeto racional de motor de foguete que pode fornecer resultados previsíveis.

O Nitrato de potássio, por sua vez, é obtido a partir da purificação por recristalização de um fertilizante comercial NPK (45.0.12). O processo consiste em levar à fervura a mistura do fertilizante com água na proporção de 1:1, ponto que ocorre a solução completa. Em seguida há a filtração e resfriamento da mistura, onde a recristalização do Nitrato de Potássio ocorre. Após um tempo, descarta-se a água restante do recipiente, os cristais são lavados com água deionizada e secados em uma estufa. Finalmente, reserve-se os cristais em um dessecador para preservá-los de qualquer umidade.

O propelente é dimensionado a partir da planilha *SRM* (Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site). Ela fornece os dados de desempenho, os quais são plotados em outra planilha *EzAlt 1.3* (Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site) que simula o apogeu do foguete, considerando seu diâmetro e massa. Dessa forma, é essencial ter uma versão inicial do veículo, desenvolvida no software *OpenRocket*.

Dada a quantidade de variáveis para alcançar um resultado esperado, estudou-se diversas configurações de geometria e dimensões do grão e, baseado nos dados de desempenho críticos como tempo de queima, gráfico de empuxo e de pressão, é selecionada a que apresenta tempo de queima maior que um segundo, apogeu estimado próximo de 1 km e gráfico de empuxo o mais estável possível, como visto na Figura 4.

Tubeira

A tubeira é o componente composto por bocal convergente e divergente, que aceleram os gases da combustão, aprimorando o empuxo máximo do veículo. Uma de suas medidas mais críticas é o diâmetro da garganta, que define diretamente a pressão interna durante a queima. Para a Missão SRT1, optou-se por um diâmetro de garganta que provê pressão máxima de 650 psi na operação do motor. Seu dimensionamento é baseado na planilha *SRM* e afetado diretamente pelas características do propelente. Para garantir resistência à erosão, será utilizada a tubeira em aço inoxidável 304L.

Anteparo

Objetivando a praticidade, a missão fará uso de um *bulkhead* usinado do mesmo tarugo de aço que a tubeira. Por essa escolha de material, o componente se torna altamente durável, podendo ser reutilizado em missões futuras.

Câmara de Combustão

Segundo Sutton e Biblarz (2010), o *case* é tipicamente um vaso de pressão de paredes finas, podendo ser dimensionado como tal; Ou seja, o valor máximo de tensão interna suportada pela câmera é função de sua espessura, com um fator de segurança mínimo exigido pelo regulamento da LASC. Geralmente, é constituído de ligas metálicas para motores mais fortes, como alumínio ou aço. Entretanto, em caso de ruptura, câmaras de aço explodem em estilhaços, oferecendo muito risco a acidentes, enquanto que o alumínio falha ao ter seu corpo apenas rasgado. Dessa forma, priorizando a segurança, a Missão SRT1 optou pelo uso de um tubo de alumínio 6063-T5.

RESULTADOS E DISCUSSÃO

No *OpenRocket*, esboça-se o protótipo o mais de acordo possível com a realidade, a partir das dimensões físicas e também pela escolha de materiais. A fuselagem é obtida a partir de um cano PVC 75 mm, a coifa e as aletas a partir de impressão 3D. Em seu interior, da direita para a esquerda, contém o payload, o módulo da foguetrônica e paraquedas. Ao final, o veículo ficou com 75 mm de diâmetro por 1,03 m de comprimento, com 4,457 kg de peso sem motor, como visto na figura abaixo.

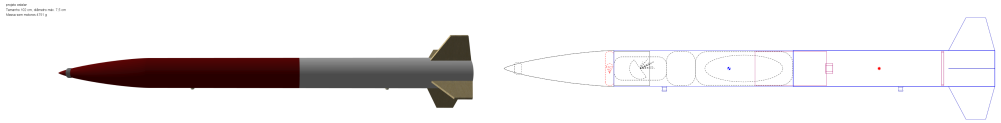

FIGURA 3: Protótipo do projeto SRT1. Fonte: dos autores.

A partir dos dados do *OpenRocket*, dimensiona-se diversas configurações diferentes de propelente que provém apogeos próximos de 1 km, como pode ser observado na figura 4. Para um motor de 300 mm, foram testadas quatro configurações de segmentos: dois segmentos de 150 mm, três segmentos de 100 mm, quatro segmentos de 75 mm e cinco segmentos de 60 mm. Em cada configuração, o diâmetro do núcleo foi variado em 15 mm, 20 mm, 25 mm e 30 mm, resultando em dezesseis combinações possíveis. A planilha *SRM* fornece informações importantes a partir desses dados, como tempo de queima, força média, impulso, estimativa de apogeu do foguete e um gráfico de empuxo.

Conforme os dados, as configurações com tempo de queima superior a um segundo, apogeu aproximado de 1 km e gráfico de empuxo o mais estável possível são as de quatro segmentos de 75 mm, com diâmetros de núcleo de 15 e 20 mm. Para o motor com quatro segmentos de 75 mm e núcleo de 15 mm de diâmetro, o tempo de queima estimado foi de 1,425 s, com apogeu projetado em 1095 m. Já para o motor com quatro segmentos de 75 mm e núcleo de 20 mm, o tempo de queima estimado foi de 1,207 s, com apogeu de aproximadamente 1004 m.

ENTRADA						GRÁFICOS
SEGMENTOS (nº x mm)	ø NÚCLEO (mm)	Tqueima (s)	Fmed (N)	Impulso Total (Ns)	Apogeu estimado (m)	Empuxo
2x150	15	1,505	707	1082	1083	
	20	1,262	775	998	954	
	25	1,03	842	888	790	
	30	0,806	906	725	549	
3x100	15	1,428	753	1094	1108	
	20	1,207	818	1008	976	
	25	0,993	880	896	805	
	30	0,783	940	758	605	
4x75	15	1,425	756	1095	1111	
	20	1,207	819	1008	976	
	25	0,994	880	896	805	
	30	0,785	936	757	604	
5x60	15	1,46	736	1090	1100	
	20	1,235	799	1004	967	
	25	1,016	860	891	796	
	30	0,802	915	753	597	

FIGURA 4: Resultado das variações da geometria do grão. Fonte: os autores.

A planilha *SRM* do Nakka também fornece as principais dimensões da tubeira, inclusive a mais crítica, que é o diâmetro da garganta (*Dt*, como visto na figura a seguir). Com as medidas da tubeira, do propelente e valor de pressão de operação máxima, é possível dimensionar o *case*, *bulkhead* e desenhar o motor por completo no *Fusion 360*.

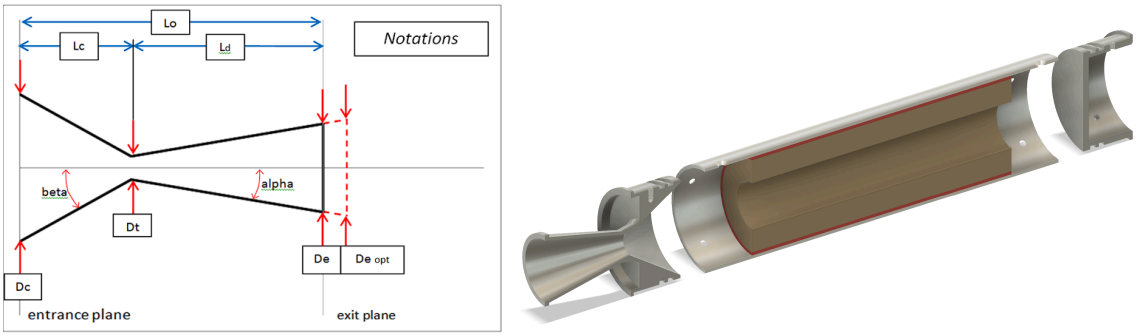

FIGURA 5: Desenho esquemático da tubeira a partir da planilha *SRM* e vista em corte do motor, propelente e inibidor. Fonte: dos autores.

Após este processo, os dados de desempenho do motor projetado são exportados para a versão protótipo no *OpenRocket*. Averigua-se se, de fato, o foguete atinge os 1000 m de apogeu, a partir da simulação interna do *software*. Caso não, este processo todo é refeito até que haja o cumprimento do objetivo.

CONCLUSÕES

A construção de foguetes de propelente sólido para competições ou atividades lúdicas permite que os estudantes aprendam, na prática, conceitos de física, química, matemática e simulação computacional. Todas as etapas do processo, desde a preparação do combustível até o lançamento,

possibilitam aos estudantes compreender grandezas físicas relacionadas à equação de movimento, à termodinâmica e ao funcionamento de um foguete real de propelente sólido, diferenciando-se apenas pela escala (ALVES et al., 2020).

A metodologia empregada neste trabalho demonstrou ser aplicável e gerou bons resultados nas simulações realizadas. Entretanto, é válido ressaltar que como em qualquer projeto aeroespacial, os componentes do foguete, especialmente o propelente e estrutura do motor estão sujeitos a modificações ao longo da missão, tendo em vista melhorias no desempenho, necessidades futuras e segurança. Contudo, foram encontrados desafios como a falta de recursos financeiros e tecnológicos, exigindo soluções alternativas e buscas por parcerias com instituições e empresas da área. A próxima etapa visa a realização de testes para validar o funcionamento da propulsão antes do lançamento.

Esse estudo contribui para o avanço no entendimento da propulsão de foguetes de pequeno porte e oferece um ponto de partida para futuras modificações estruturais e de propulsão. Espera-se que este trabalho auxilie outras equipes na realização de missões similares, permitindo a elaboração de estratégias mais eficazes e seguras para alcançar o objetivo proposto.

CONTRIBUIÇÕES DOS AUTORES

P.B., J.H.A.N., U.C.S.F., G.C.S., C.S. e L.V.G.F. contribuíram com a seleção, na discussão metodológica e na análise dos dados. A.V.C. contribuiu na proposição e escrita do trabalho. Todos os autores contribuíram com a revisão do trabalho e aprovaram a versão submetida.

AGRADECIMENTOS

Ao grupo Estelar Educacional, por apoiar e fazer possível a Missão SRT1, à Nova Smar SA e Marvitubos por contribuir com materiais para a confecção do projeto, e ao IFSP *Campus* Sertãozinho.

REFERÊNCIAS

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

NAKKA, Richard. **Potassium Nitrate/Sucrose Propellant (KNSU)**. Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site, 2008. Disponível em: www.nakka-rocketry.net/sucrose.html. Acesso em 17 de junho de 2024.

NAKKA, Richard. **Rocketry Software.** Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site. Disponível em: https://www.nakka-rocketry.net/softw.html. Acesso em 21 de outubro de 2024.

PEREIRA, Clarisse Ferrão et al. **Aprendizagem Baseada em Problemas (ABP)–Uma proposta inovadora para os cursos de engenharia.** Simpósio de Engenharia de Produção–XIV SIMPEP, 2007.

RAFFA, Rodrigo Felipe et al. Construção de um motor de foguete de propelente sólido no Ensino Médio. **Entre caminhos: reflexões sobre educação, arte, ciência e**, p. 26, 2023.

RIBEIRO, Miguel Daehn. Desenvolvimento de motor-foguete a propelente sólido para competição de foguetemodelismo. **I Simpósio Gaúcho de Engenharia Aeroespacial e Mecânica**, 2023.

SUTTON, George P., BIBLARZ, Oscar. **Rocket Propulsion Element.** 8. ed. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, Inc., 2010.

TOLA, Ceyhun; NIKBAY, Melike. **Multidisciplinary Optimization of a Solid Propellant Sectional Geometry for Internal Ballistic and Structural Strength Criteria**. 2016.

VAN DEN WIJNGAART, J.A.B.J. **A study on effects of geometry on internal ballistics of multiple BATES grain Solid Rocket Motors**. These (doctoral) at the Delft University of Technology. Delft, 2022.