

## DESENVOLVIMENTO DE MOTOR-FOGUETE A PROPELENTE SÓLIDO PARA COMPETIÇÃO DE FOGUETEMODELISMO

Miguel Daehn Ribeiro

Paulo Roberto Dias Da Silva Filho

Caio Nogueira Erbiste

João Felipe de Araújo Martos

Universidade Federal de Santa Maria. Avenida Roraima, nº 1000, Camobi. Santa Maria, Rio Grande do Sul, Brasil

miguel.ribeiro@acad.ufsm.br, roberto.filho@acad.ufsm.br, caio.erbiste@acad.ufsm.br, joao.martos@ufsm.br

**Resumo.** O objetivo deste trabalho é o desenvolvimento de todos os subsistemas de um motor foguete sólido, utilizando uma mistura de sorbitol e nitrato de potássio como propelente, além do projeto estrutural do motor, consistindo da casca externa, anteparo, tubeira, anéis de vedação e parafusos de fixação, para integrar o projeto de um foguete de competição da equipe de foguetemodelismo Tau Rocket Team. O método de produção do relatório se baseia no resultado de simulações computacionais dos parâmetros de um foguete. Levando em consideração todos os resultados obtidos, pode-se concluir uma base sólida, teórica, para a construção de um modelo real de foguete.

**Palavras chave:** Motor, Foguete, Sólido, Competição, SRAD

### 1. INTRODUÇÃO

Este artigo tem como propósito a exposição de conceitos essenciais do desenvolvimento de um motor-foguete sólido para competição por meio da análise das etapas da elaboração do projeto do motor Astra, projetado para uso no Foguete de Treinamento Tau (FTT), de 200m de apogeu projetado, projeto da equipe de pesquisa e competição para foguetemodelismo adjunta à Universidade Federal de Santa Maria (UFSM), *Tau Rocket Team*.

### 2. METODOLOGIA

#### 2.1 Propelente

Existem certos fatores iniciais dos quais deve-se partir durante a concepção de um motor de foguete sólido, em destaque a escolha do apogeu, que determina a quantidade de Impulso necessário para levar um foguete de certa espessura e massa total a certa altura acima do solo, geralmente determinado pelo objetivo da participação da equipe em uma modalidade de competição - como por exemplo 500 metros para um foguete sólido de tamanho médio - e a escolha do grão e suas configurações geométricas e pressão de operação

Motores sólidos geram empuxo a partir da queima de um grão propelente sólido, composto de uma mistura de combustível e oxidante. A escolha do propelente utilizado é feita com base em quatro principais fatores: desempenho, curva de empuxo fornecida, manufatura e disponibilidade. Existem três principais opções para o desenvolvimento de foguetes sólidos acadêmicos: KNSU, KNSB e KNDX; os nomes, abreviados, advêm de sua composição, que usa Nitrato de Potássio ( $KNO_3$ ) como

oxidante e os açúcares Sacarose (*Sucrose* - SU), Sorbitol (SB), e Dextrose (DX), respectivamente, como combustível, por serem todos de relativamente fácil acesso, em comparação a outras possíveis misturas de propelente. O motor Astra leva grãos de KNSB, pois levou-se em consideração o desempenho do KNSB, superior ao do KNSU e similar ao do KNDX, sua curva de empuxo sem picos e em especial a facilidade e segurança de manufatura associadas ao KNSB, pela alta temperatura de autoignição do Sorbitol.

Um motor sólido é composto de uma série de materiais reutilizáveis e de uso único. O projeto das peças reutilizáveis do motor considera 4 principais fatores: o diâmetro interno do corpo do foguete, a resistência do anteparo (que não deve ser confundido com o anteparo que interno do motor) do foguete, a pressão na câmara de combustão durante a queima e a resistência mecânica dos materiais disponíveis para a construção do invólucro, do anteparo e da tubeira.

#### 2.2 Invólucro (*Case*)

Contém todas as peças do motor, é um cilindro que será responsável por conter os gases da combustão, e direcioná-los para a tubeira. Geralmente, em projetos acadêmicos, o *case* é feito de alumínio devido a sua resistência mecânica e massa reduzida, mas pode ser construído com outros materiais, como policloreto de vinila (*Polyvinyl Chloride* - PVC) ou aço. O case deve ser comprado e furado para o posicionamento dos parafusos que o unem às outras peças. Por ser um tubo comercial, o projeto deve considerar que as medidas de diâmetro e da espessura do case possíveis são dadas em múltiplos de polegadas. Após a escolha do tubo para o invólucro, deve ser feito o cálculo para a espessura mínima de suas

paredes. A câmara de combustão tem espessura muito mais fina (ao menos dez vezes) do que a medida de seu raio, e contém a pressão dos gases da queima, e, portanto, segundo Telles (1996), seu comportamento pode ser analisado como um vaso de pressão de paredes finas, de comportamento governado pelas seguintes equações:

$$\sigma_{\theta} = \frac{P \cdot r_i^2}{r_e^2 - r_i^2} \cdot \left(1 + \frac{r_e^2}{r_i^2}\right) \quad (2)$$

$$\sigma_r = \frac{P \cdot r_i^2}{r_e^2 - r_i^2} \cdot \left(1 - \frac{r_e^2}{r_i^2}\right) \quad (3)$$

$$\sigma_z = \frac{2 \cdot P \cdot r_i^2}{r_e^2 - r_i^2} \quad (4)$$

$$\sigma_v = \sqrt{\frac{(\sigma_z - \sigma_r)^2 + (\sigma_r - \sigma_{\theta})^2 + (\sigma_{\theta} - \sigma_z)^2}{2}} \quad (5)$$

Onde  $r_i$  e  $r_e$  são, respectivamente, os raios interno e externo do case, e  $\sigma_{\theta}$ ,  $\sigma_r$  e  $\sigma_z$  são, respectivamente, as tensões tangencial, radial e longitudinal que atuam no invólucro, e  $\sigma_v$  é a tensão de Von Mises. A tensão máxima admissível é dada por:

$$\sigma_{adm} \leq \frac{\sigma_l}{FS} \quad (6)$$

Onde  $\sigma_{adm}$  é o valor máximo admissível para  $\sigma_v$ , FS é o fator de segurança adotado e  $\sigma_l$  é a tensão de escoamento do material do invólucro. Para invólucros metálicos, a LASC exige um FS mínimo de 2,0.

A espessura mínima do invólucro pode ser definida, uma vez que se tem ideia de seu diâmetro externo, e da pressão de operação máxima escolhida, por meio de um processo iterativo por métodos numéricos. O invólucro do motor Astra é de alumínio 6063-T5, com tensão de escoamento de 170 MPa. A pressão máxima de operação da câmara de combustão é 2,5 MPa, o diâmetro interno mede 60,33 mm, e o externo 63,5 mm. Isso resulta num fator de segurança de 3,75.

### 2.3 Anteparo (*Bulkhead*)

É responsável por conter os gases da queima dos grãos, evitando que estes destruam as outras partes do interior do foguete, como a baía de eletrônica. É preso por parafusos radiais ao case, e abriga ao menos um anél de vedação, para selar os gases dentro da câmara de combustão. A espessura mínima do anteparo é dada por:

$$N = 0,33 \cdot \left(\frac{P \cdot d_e}{2 \cdot \sigma_l}\right) \cdot \frac{1}{t_l} \quad (7)$$

$$t_A = d_i \sqrt{\frac{N \cdot P \cdot SF}{\sigma_A}} \quad (8)$$

Onde  $d_i$  e  $d_e$  são o diâmetro interno e externo do invólucro,  $t_l$  e  $t_A$  são as espessura do invólucro e a espessura radial do anteparo e  $\sigma_A$  e  $\sigma_l$  são a tensão de escoamento do material do anteparo e do invólucro, respectivamente. O anteparo do motor Astra é de aço SAE 1020, e tem espessura de 3 mm.

### 2.4 Tubeira (*Nozzle*)

Segundo Sutton (1949), os gases da queima atravessando a peça de formato convergente-divergente seguem o princípio de Bernoulli, e são acelerados através da garganta (local de menor seção transversal da peça), de forma a produzir empuxo. Para foguetes de baixo apogeu, é indicado o uso da ferramenta Motor-Foguete Sólido (*Solid Rocket Motor - SRM*) desenvolvida por Richard Nakka. A garganta é um dos fatores determinantes da pressão na câmara, e a SRM determina qual deve ser o diâmetro da garganta para que a pressão durante a queima seja máxima, sem ultrapassar uma pressão máxima de operação escolhida. A garganta da tubeira do Astra mede 9,6 mm.

### 2.5 Outras partes do motor

Outras partes do motor incluem os anéis de vedação, a proteção térmica do interior do invólucro e os parafusos que unem todas as peças.

Os anéis de vedação podem ser dimensionados pela ferramenta “Seletor de Anéis de Vedação Parker” (*“Parker O-ring Selector”*), e são responsáveis por vedar a câmara de combustão enquanto alojados na tubeira e no anteparo. A proteção térmica do motor é colada à parede do case, e protege o alumínio; pode ser projetada com o auxílio da ferramenta *Rocket Thermal Analysis (RTA)*, desenvolvida pela Tau Rocket Team, e a do motor Astra é simples de papel com 2.5mm de espessura. Os parafusos podem ser projetados iterativamente pela Eq. 11:

$$F = P \cdot A \quad (9)$$

$$\tau = \frac{F}{\pi \cdot A} \quad (10)$$

$$n_p = \frac{\tau \cdot SF}{\tau_y} \quad (11)$$

Onde  $F$  é a força que age na seção transversal de cada parafuso,  $A$  é a área de sua seção transversal,  $\tau$  é a tensão de cisalhamento que age na seção transversal do parafuso,  $n_p$  é o número de parafusos que retém o anteparo e a tubeira (cada um), e  $\tau_y$  é a tensão de escoamento em cisalhamento do material do parafuso. O motor Astra conta com 6 parafusos radiais de tamanho M8 em cada extremidade.

### 3. RESULTADOS E DISCUSSÃO

Após a escolha do grão, deve-se determinar sua geometria e configuração, e então a pressão na câmara de combustão desejada durante a queima. Para o design dos grãos, é recomendada novamente a ferramenta SRM, capaz de determinar a curva de empuxo de certa configuração de motor a partir da quantidade de grãos, sua geometria e dimensões. Para motores sólidos de baixo apogeu, a geometria BATES (*BALLISTIC TEST and EVALUATION SYSTEM*), que consiste de um cilindro oco simples, é recomendada devido à simplicidade de manufatura e previsibilidade da curva de empuxo. O aumento do tamanho e número dos grãos geralmente acarreta em aumento no impulso total produzido. O motor Astra carrega dois grãos de 54 mm de diâmetro externo e 35mm de diâmetro interno, e 45 mm de comprimento de KNSB, totalizando 209 gramas de combustível cuja queima é capaz de entregar  $244 N \cdot s$  de impulso total.

#### 3.1 Geometria e configuração do grão

O grão propelente se configura com base na câmara de combustão. O tipo mais comum de geometria de grão é a “BATES”. Um grão BATES possui forma cilíndrica externa e interna, no núcleo do grão, um cilindro oco, e é mais comum em foguetes simples, pois oferece curva de empuxo suave e fácil manufatura. O uso desse tipo de grão com extremidades não inibidas, apesar de proporcionar uma diminuição de empuxo com o tempo, ainda é preferível pela praticidade da aplicação.

A taxa de regressão de uma mistura de grão é a velocidade (geralmente medida em mm/s) com a qual o grão é consumido radialmente partindo do centro após o início da queima, e influencia diretamente a pressão na câmara. Cada mistura de propelente possui sua própria taxa de regressão, mas todas obedecem à Lei de Saint Robert, dada pela equação:

$$r = aP^n \quad (1)$$

Onde  $r$  é a taxa de regressão,  $P$  é a pressão máxima na câmara e  $a$  e  $n$  são constantes que devem ser obtidas experimentalmente para caracterizar cada propelente. A

taxa de regressão do “KNSB fine” determinada por Nakka é de 8mm/s à pressão de 2,5 MPa.

#### 3.2 Pressão na câmara de combustão

Outro fator notável do KNSB é sua queima “suave” que gera curvas de empuxo sem grandes picos, ao contrário do KNSU, que, para produzir a mesma quantidade de impulso total que o KNSB sofre grande pico de produção de empuxo no início da queima, submetendo o motor e o foguete a grandes acelerações e esforços que dificultam a construção de um foguete capaz de suportar tais forças.

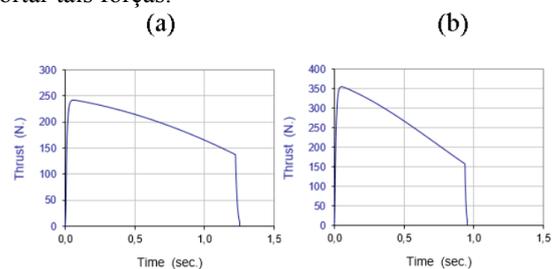


Figura 2. Comparação entre curva de empuxo de motores de KNSB (a) e KNSU (b) de mesmo impulso total  
Fonte: Produzido pelos autores (Ferramenta SRM)

### 4. CONCLUSÕES

Conclui-se da análise de resultados do relatório, que a contribuição de análises computacionais é de extrema utilidade no projeto e concepção de um modelo de foguete para competição. A utilização de tais ferramentas possibilita uma previsão confiável do comportamento de um modelo de foguete de competição, antes de sua construção, o que salva tempo em testes e recursos, economia necessária para a maioria das equipes de competição de foguetemodélismo.

### 5. REFERÊNCIAS

- NAKKA, Richard. KNSB Propellant. Disponível em: <https://www.nakka-rocketry.net/sorb.html>
- SUTTON, George P. et al. Rocket Propulsion Elements. 9ª ed. Wiley 2017
- TELLES, Pedro C. Silva. Vasos de Pressão. 2ª ed. Rio de Janeiro: Livros Técnicos e Científicos Editora S.A.,1996 302p.