

## ESTUDO DO FENÔMENO DE UM MILIPROPULSOR CERÂMICO DE ESCALA MILIMÉTRICA

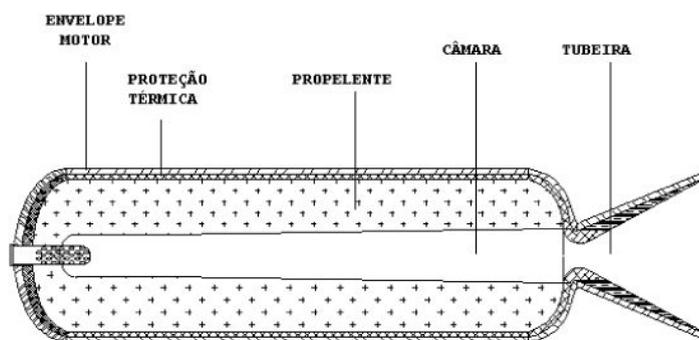
**Resumo:** A proposta do projeto é estudar o fenômeno de empuxos de propulsores e realizar uma modelagem do fenômeno, parametrizando variáveis de um propulsor que influencia no empuxo gerado por uma tubeira.

**Palavras-chave:** Propulsão. Tubeira. Simulação

### 1 INTRODUÇÃO

Propulsores são dispositivos capazes de transformar algum tipo de energia (química ou elétrica por exemplo) em energia cinética. São usados em uma gama de aplicações, como no movimento de foguetes, como exemplificado na figura 1, projéteis, VANT's (Veículos aéreos não tripulados). O estudo de dispositivos de propulsão na escala mili é interessante devido a tendência dos sistemas contemporâneos de caminhar para a miniaturização. Diminuir as dimensões de um sistema aumenta a densidade de energia armazenada. (ORIEUX)

Figura 1 – Foto ilustrando o motor de um foguete como um todo



Fonte: <http://www.minifoguete.com.br/solido.htm>

Promoção:



Realização:



UNIVERSIDADE  
FEDERAL DO CEARÁ

Organização local do evento:



Propulsores podem ser a base de propelentes líquidos ou sólidos ou misto. No caso de propulsores com propelentes sólidos, sua eficiência é maior em relação aos líquidos, já que não há muita perda de energia por atrito das partes móveis do componente. Além disso, possui baixa complexidade de fabricação quando comparado ao de propelente líquido. (ORIEUX)

A dificuldade do desenvolvimento de propulsores na escala mili é a complexidade da modelagem por trás do fenômeno ao longo do tempo. O presente artigo se baseia num modelo proposto por (ORIEUX) que é um modelo unidimensional para calcular taxa de massa, velocidade e volume de gás expelido durante a combustão.

## 2 DESENVOLVIMENTO

O presente estudo propõe-se a estabelecer um conjunto de equações, que futuramente, sirvam de base para cálculos numéricos para determinação do empuxo de um propulsor. Os princípios utilizados para desenvolver tais equações são simples, porém algumas considerações são feitas, entre elas (ROSSI):

- Considera-se que os parâmetros são homogêneos dentro da câmara de combustão, que é limitada pela garganta da tubeira;
- O escoamento dos gases é feito de maneira adiabática com as paredes do propulsor, isto é, não há troca de calor;
- Devido às condições de temperatura da câmara, considera-se o fluido gasoso como um gás ideal;
- O escoamento do gás através da tubeira considera-se isentrópico;

Um propulsor é um dispositivo que geralmente possui uma câmara de combustão e uma tubeira convergente-divergente, como descrito na Figura 2. Em "A" é a área de escape dos gases, denominado por  $A_e$ , que é por onde os gases escoam da tubeira. Em "B" tem-se a geometria da garganta, e é a convergência da geometria convergente-divergente da tubeira, e sua área será denominada de  $A^*$ , durante todo este trabalho. E por fim "C" é uma seção da câmara de combustão, onde fica alojado o propelente sólido, que será denominada por  $A_c$ .

Figura 2 – Figura ilustrativa de uma câmara de combustão com uma tubeira

Promoção:



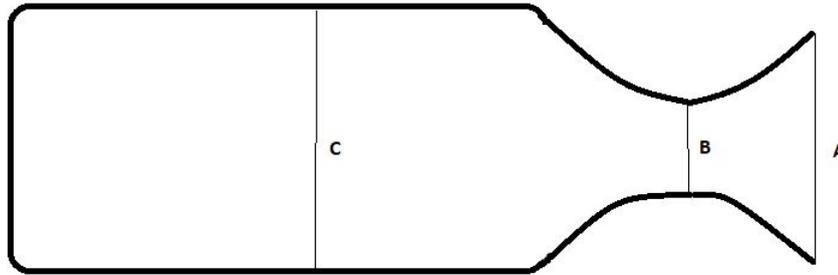
Realização:



UNIVERSIDADE  
FEDERAL DO CEARÁ

Organização local do evento:





## 2.1 Equações Termodinâmicas de um motor foguete

O escoamento dos gases queimados que passam no interior da tubeira pode ser descrito a partir das leis de Newton e das equações da termodinâmica. Gases queimados oriundos da deflagração do propelente produzidos na câmara de combustão, seção em "C", passam por uma região pressurizada da garganta, seção B, e escoam até a saída em A realizando, assim, a propulsão do dispositivo à frente. Para obter-se a equação do empuxo gerado por esse fenômeno, utiliza-se a lei de conservação do momento e a primeira e a terceira lei de Newton. A partir disso, é possível obter a Equação 1 da força do empuxo (MARTIN).

$$F = \dot{m}u_e + P_e A_e - P_a A_e \quad (1)$$

Sendo que  $\dot{m}$  é a taxa da massa de gás queimado que escoam (vazão),  $u_e$  é a velocidade do gás escoado na saída da tubeira,  $P_e$  e  $P_a$  são as pressões absolutas na saída da tubeira e atmosférica, respectivamente.

Para a Equação 1, os parâmetros necessários são a pressão na saída  $P_e$ , a área da saída  $A_e$ , o fluxo de massa que escoam pela tubeira  $\dot{m}$  e a velocidade com que esse fluxo escoam  $u_e$ .

Para se encontrar  $u_e$ , parte-se de:

$$M = u_e/a \quad (2)$$

Como "a" é a velocidade do som no meio, pode se calcular em função do coeficiente de expansão adiabática, uma constante, e a temperatura local. Sendo assim, pode-se chegar na Equação 3, em que o subscrito "e" indica que é na saída da tubeira.

$$u_e = M_e \sqrt{\gamma R T_e} \quad (3)$$

Promoção:



Realização:



UNIVERSIDADE  
FEDERAL DO CEARÁ

Organização local do evento:



A partir das condições de isoentropia, e de conservação de massa e energia, chega-se na Equação 4, utilizada para se calcular a temperatura na saída da tubeira, sendo que “c” indica a condição na câmara de combustão.

$$T_e = T_c \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)^{-1} \quad (4)$$

A pressão na saída, a partir de uma manipulação da expressão anterior, pode ser encontrada pela Equação 5 a seguir.

$$P_e = P_c \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (5)$$

Para se obter tais parâmetros, precisa-se encontrar o número de Mach “Me” do escoamento, para isso encontra-se o zero da expressão a expressão (ORIEUX):

$$\frac{A_e}{A^*} M_e - \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{-(\gamma+1)/2(\gamma-1)} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)} = 0 \quad (6)$$

Por fim, resta saber o fluxo de massa do escoamento, que é constante ao longo da tubeira. Partindo da Equação 7 (NASA):

$$\dot{m} = \rho A v \quad (7)$$

É possível chegar na Equação 8 do fluxo de massa:

$$\dot{m} = M_e \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \left(\frac{\gamma+1}{2} M_e^2 + 1\right)^{\frac{(\gamma+1)}{2(1-\gamma)}} P_e \frac{A_e}{\sqrt{T_e}} \quad (8)$$

Tendo esses parâmetros, é possível encontrar a massa, e por fim a pressão na câmara de combustão. Busca-se, então, uma relação entre a pressão na câmara de combustão, que pode ser descrito como (ORIEUX):

$$\frac{dx}{dt} = a P_c^n + b \quad (9)$$

Promoção:



Realização:



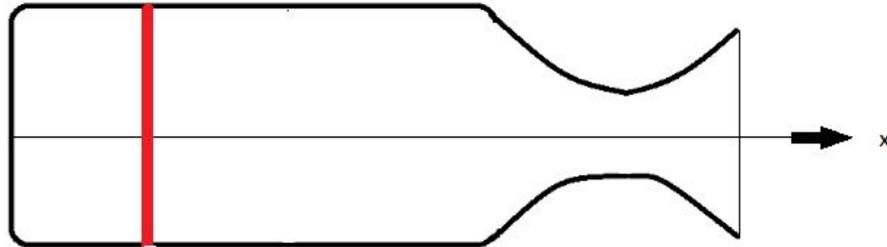
UNIVERSIDADE  
FEDERAL DO CEARÁ

Organização local do evento:



Em que  $a$ ,  $b$  e  $n$  são parâmetros experimentais da queima do propelente escolhido. Para a queima, foi considerado que é realizada a partir da origem no eixo  $x$ , como ilustrado na Figura 2. Presume-se, também, que ela ocorre em toda sua seção perpendicular ao eixo. O retângulo vermelho representa a seção reta em combustão.

Figura 2 – Figura ilustrativa da tubeira com a seção em combustão destacada



A pressão na câmara de combustão, considerando os gases contidos nela como um gás real, pode ser escrita como na Equação 10:

$$P_c = \frac{mrT_0}{V(x)} \quad (10)$$

Sendo que  $m$  é a massa de gás na câmara de combustão,  $T_0$  é a temperatura inicial de queima, onde  $r$  é um parâmetro experimental obtido,  $r$  é a relação  $\frac{R}{M}$ , em que  $R$  é a constante de gases e  $M$  a massa molar dos gases queimados provenientes da combustão, e  $V(x)$  é o volume dos gases queimados, e, também, mostra-se como uma função do volume em relação a variável  $x$  que depende de aspectos como geometria do grão propelente que não foram considerados nessa abordagem.

Uma das considerações também adotada foi que, a partir do momento da ignição, a temperatura alcançada na câmara de combustão já é a própria temperatura de queima, chamada de temperatura de estagnação. Essa consideração é válida observando gráficos obtidos que mostram a temperatura de queima sendo alcançada quase que instantaneamente (ORIEUX). O argumento perde força analisando o processo como um todo, devido ao resfriamento da câmara, levando a erro na força final de aproximadamente 12% (ORIEUX). Entretanto, em um primeiro estudo, realiza-se a abordagem considerando a que a temperatura de queima é alcançada instantaneamente, ademais, presume-se que seja constante durante todo o processo de combustão.

Promoção:



Realização:



UNIVERSIDADE  
FEDERAL DO CEARÁ

Organização local do evento:



## 2.2 ALGORITMO

Este item tem por finalidade descrever brevemente qual será a ideia para determinar teoricamente o empuxo gerado pelo propulsor. Primeiramente, a fim de se auxiliar no processo de modelagem do fenômeno, utiliza-se a ferramenta de computação matemática MATLAB. A ideia é conseguir simular o processo da propulsão do motor-foguete e, posteriormente, determinar o empuxo gerado. O algoritmo para simulação consiste em:

1. Inicialização de parâmetros fixos como geometria da tubeira, característica do propelente;
2. Inicialização das condições iniciais, como posição inicial da superfície, velocidade inicial do escoamento, e outras condições conhecidas;
3. Cálculo da posição  $x$  da superfície de queima a partir da Equação 9, pelo método de Euler;
4. Cálculo do volume e em seguida da massa escoada a partir da Equação 8, pelo método de Euler;
5. Cálculo da pressão na câmara com a Equação 10 e da força de empuxo pela Equação 1;
6. Armazenamento dos dados desejáveis e nova iteração;

### *Agradecimentos*

Gostaria, inicialmente, de agradecer ao TC R/1 JULIO CESAR SOARES DE OLIVEIRA pela co-orientação e por me guiar durante toda a iniciação e me introduzir ao mundo da ciência. Também ao TC Refrm CARLOS AUGUSTO VIEIRA CARNEIRO pela co-orientação, e por ser rigoroso, porque se não fosse por seu rigor, este trabalho não seria o que é. Ao Professor NELSON ANTÔNIO BORGES GARCIA pela orientação e por me proporcionar a oportunidade de trabalhar no meio científico. Ao CNPq pelo aporte financeiro investido que proporcionou esta pesquisa.

## REFERÊNCIAS

Promoção:



Realização:



UNIVERSIDADE  
FEDERAL DO CEARÁ

Organização local do evento:



Braeunig, Robert A. Rocket Propulsion. Disponível em:

<<http://www.braeunig.us/space/propuls.htm>>. Acessado em 13 de Novembro de 2018.

Martin J. L. Turner. Rocket and Spacecraft Propulsion, Principles, Practice and New Developments (Second Edition), Springer 2006.

S. Orieux, C. Rossi, D. Estève. Compact model based on a lumped parameter approach for the prediction of a solid propellant micro-rocket performance, Sensors Actuator A101(2002) 383-391.

C. Rossi, S. Orieux, B. Larangot, T. Do Conto, D. Estève. Design, fabrication and modeling of a solid propellant microrocket-application to micropropulsion, Sensors and Actuators A99(2002) 125-133.

<https://www1.grc.nasa.gov/>

Promoção:



Realização:



UNIVERSIDADE  
FEDERAL DO CEARÁ

Organização local do evento:

