

DESIGN DE MOTOR FOGUETE HÍBRIDO UTILIZANDO PAR PROPELENTE PARAFINA E ÓXIDO NITROSO

Paulo Vitor Napoleão Sudário, pvsudario@hotmail.com¹
Gustavo Farias Serra, serragustavo05@gmail.com¹
José Renato Ferreira de Paula, eng.renatodipaula@gmail.com¹
João Martins Gomes Neto, joao.martins.gn23@gmail.com¹
Lucas Mesquita Paiva Martins, lucasmpm97@gmail.com¹
Claus Franz Whemann, claus.wehmann@ufc.br¹
Letícia Rabelo Muniz, leticiarmuniz@hotmail.com²

¹Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Ceará, Avenida Humberto Monte, S/N.

²Departamento de Engenharia Metalúrgica, Universidade Federal do Ceará, Avenida Humberto Monte, S/N.

Resumo: Este trabalho tem como objetivo demonstrar o desenvolvimento do projeto de um motor-foguete híbrido concebido para ser testado em uma bancada estática e posteriormente ser utilizado no lançamento de um foguete com apogeu estimado de 5 km. O motor possui como parâmetros iniciais o emprego de parafina e óxido nítrico (N_2O) como par propelente, sendo o primeiro o combustível e o segundo o oxidante, e o empuxo máximo de 1500N. A opção pela propulsão híbrida deve-se ao fato de ser mais segura que a propulsão sólida, e também mais econômica e simples que a propulsão líquida, embora o seu impulso específico não seja tão elevado quanto esta última. Já o par propelente foi escolhido por possuir fartos estudos e dados disponíveis e pela facilidade de acesso dos seus componentes. O desempenho desejado foi estabelecido baseado em simulações no software livre de design de foguetes modelismo OpenRocket. Neste trabalho foi descrito o desenvolvimento de todos os componentes que constituem o motor, sendo eles: a tubeira, a câmara de combustão, a placa injetora e o grão combustível.

Palavras-chave: propulsão, híbrida, combustão e simulação.

1. INTRODUÇÃO

Nos últimos anos a tecnologia espacial tem se tornado cada vez mais importante para as atividades humanas. O avanço desta tecnologia e o aumento do número de países capazes de atingir o espaço foi significativo. Hoje, não só programas espaciais governamentais tem essa capacidade, mas inúmeras empresas têm desenvolvido tecnologias mais acessíveis tanto de foguetes quanto de satélites, fomentadas por um mercado em expansão. Nesse contexto, é natural que ocorra o crescente interesse pela área da Engenharia Aeroespacial, principalmente no setor acadêmico. Visto isso, surgiu na Universidade Federal do Ceará (UFC) um grupo de pesquisa de Engenharia Aeroespacial o Grupo de Desenvolvimento Aeroespacial (GDAe-UFC), cujo objetivo é desenvolver pesquisas no setor aeroespacial que culminaram nesse trabalho.

Dessa forma, estabeleceu-se o projeto de construir e lançar um foguete de propulsão híbrida com apogeu de 5 km, sendo a primeira etapa o design e a fabricação de um motor de foguete de empuxo máximo de 1500 N, que será submetido a um teste estático de validação.

A propulsão híbrida foi escolhida por combinar características importantes, como maior segurança em relação à propulsão sólida e maior viabilidade econômica que a propulsão líquida. Outro fator foi o escasso número de pesquisas e projetos voltados ao aperfeiçoamento e avanço desse tipo de propulsão em relação às demais, o que possibilita inovação na área. Esse tipo de propulsão, consiste na utilização de dois propelentes em estados diferentes da matéria, sendo o combustível parafina na fase sólida e o oxidante o óxido nítrico na fase líquida.

2. METODOLOGIA DO DIMENSIONAMENTO DO MOTOR

O motor foi dividido em quatro componentes principais, grão combustível, placa injetora, câmara de combustão e tubeira, tendo como dados iniciais o empuxo de 1500 N, pressão na câmara de combustão de 10 bar e que o par propelente escolhido foi parafina com óxido nítrico.

2.1. Grão Combustível

O primeiro passo para a concepção do motor foguete é definir a geometria do grão combustível. Utilizando o par propelente, a pressão no interior da câmara de combustão e a gravidade ao nível do mar (g_o), foram realizadas simulações com o *Rocket Propulsion Analysis (RPA)*, um software de equilíbrio químico para motores-foguete, que forneceu parâmetros como a razão ótima oxidante/combustível (α) e o impulso específico (Isp). Sendo possível calcular os valores das vazões mássicas dos propelentes ($\dot{m}_p$), da vazão mássica do oxidante ($\dot{m}_o$) e a vazão mássica do combustível ($\dot{m}_f$).

$$\dot{m}_p = \frac{F}{g_o Isp} \quad (1)$$

$$\alpha = \frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_f} \quad (2)$$

$$\dot{m}_p = \dot{m}_f + \dot{m}_o \quad (3)$$

A partir disso, e utilizando os valores das constantes da taxa de regressão disponíveis em, Contaifer *et al.* (2009), a e n , foi possível calcular o fluxo de massa de oxidante (G_o), a taxa de regressão ($\dot{r}$), o comprimento do grão (L_g), o tempo de queima (t_b) e as massas de oxidante (m_o) e de combustível (m_p) necessárias.

$$G_o = \frac{\dot{m}_o}{\pi R^2} \quad (4)$$

$$\dot{r} = a G_o^n \quad (5)$$

$$L_g = \frac{\dot{m}_o}{a \pi \rho_f r \pi R^2} \quad (6)$$

$$t_b = \frac{d_f - d_i}{2 \dot{r}} \quad (7)$$

$$m_o = \dot{m}_o t_b \quad (8)$$

$$m_p = \dot{m}_p t_b \quad (9)$$

Sendo R o raio da porta do grão, ρ_f a massa específica da parafina, $\overline{D_p}$ o diâmetro médio do grão combustível e d_f e d_i o diâmetro final e inicial do grão, respectivamente.

2.2. Injetor

Para o projeto do injetor tipo jato utilizou-se a metodologia empregada por Zarchan *et al.* (2004). Primeiro foram empregados valores predefinidos para a diferença de pressão entre o tanque de oxidante e a câmara de combustão, a vazão mássica de oxidante e a espessura da placa injetora (li). Então determinou-se o coeficiente de fluxo (μ), a diferença de pressão entre a câmara de combustão e a pré-câmara do injetor (P_{01}).

$$\mu = \frac{1}{\sqrt{(1+\xi)}} \quad (10)$$

$$P_{01} = P_c + \Delta_{pi} \quad (11)$$

Visto isso, determinou-se o coeficiente de velocidade (λ_2), e, dessa forma, foi possível estabelecer a função do coeficiente gás-dinâmico $q(\lambda_2)$. Logo em seguida calculou-se a velocidade característica (C^*), e com esses dados é possível definir o diâmetro do furo passante (d_i).

$$\lambda_2 = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{P_c}{P_{01}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (12)$$

$$q(\lambda_2) = \left(\frac{k+1}{K}\right)^{\frac{1}{(k+1)}} \lambda_2 \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_2^2\right)^{\frac{1}{(k-1)}} \quad (13)$$

$$C^* = \frac{\sqrt{kRT_{01}}}{k \sqrt{\left[\frac{2}{(k+1)}\right]^{(k-1)}}} \quad (14)$$

$$d_i = 1,128 \sqrt{[\dot{m} C^* / \mu P_{01} q(\lambda_2)]} \quad (15)$$

Com isso, a partir do primeiro valor do o diâmetro do furo passante (D_i) é possível calcular o coeficiente de perda do injetor (ξ_i), e com esse valor, calcular um novo coeficiente de fluxo, agora considerando a perda por atrito. Repetiu-se as iterações das Eq. (16), Eq. (17) e Eq. (18) até o valor de D_i convergir.

$$\xi_i = \xi_{in} \left(1 - \frac{d_i^2}{d_i^2}\right) + \frac{\lambda l_i}{d_i} \quad (16)$$

$$\xi_{fr} = \frac{\lambda l_i}{d_i} \quad (17)$$

$$\lambda = 0,3164 Re^{-0.25} \quad (18)$$

2.3. Câmara de Combustão

Após o cálculo do injetor iniciou-se concepção da câmara de combustão. Primeiro foram necessários 3 parâmetros fundamentais para a análise estrutural da câmara, que são: diâmetro interno (D_i), pressão interna (p_c) e espessura da parede (e). Utilizando esses dados, calculou-se as tensões na direção transversal (σ_1) e longitudinal (σ_2) segundo Beer *et al.* (1995). Além disso, calculou-se o esforço cisalhante na parede da câmara ($\tau_{máx}$) e a tensão de cisalhamento máxima admitida pelo material (τ_{mat}) e, dessa forma, foram definidos os coeficientes de segurança de Tresca (n_{tresca}) e Von Mises (n_{mises}).

$$\sigma_1 = \frac{(p_c D_i)}{2e} \quad (19)$$

$$\sigma_2 = \frac{p_c D_i}{4e} \times \frac{1}{1 + \left(\frac{e}{D_i}\right)} \quad (20)$$

$$\tau_{máx} = \frac{p_c D_i}{4e} \left(1 + \frac{2e}{D_i}\right) \quad (21)$$

$$\tau_{mat} = \frac{\sigma_{yield}}{2} \quad (22)$$

$$n_{tresca} = \frac{\tau_{mat}}{\tau_{máx}} \quad (23)$$

$$n_{mises} = \frac{\sigma_{yield}}{\sigma_1} \quad (24)$$

Outro fator importante no dimensionamento da câmara de combustão é a transferência de calor nas paredes. Sabendo das altas temperaturas alcançadas pela combustão da parafina com o óxido nitroso, encontradas por meio de simulações com o software RPA, foram feitas, simulações com o software THERMCAS, Nakka (2017) para a escolha e dimensionamento do isolante. É necessário para essas simulações estabelecer a geometria da câmara de combustão, os dados da queima, como a temperatura e o tempo de queima, além das características de transferência de calor do material que será testado como isolante.

2.4. Tubeira

Para o cálculo da tubeira, alguns tópicos devem ser estabelecidos, como a seu tipo de geometria, o empuxo desejado e a pressão da câmara de combustão. O'Leary *et al.* (1992) mostra diferentes tipos de geometria de tubeira, como a forma cônica, a forma de sino e a forma *aerospike*.

Utilizando os valores pré-definidos do empuxo e pressão da câmara, e com valores do coeficiente de empuxo (C_f) e razão de calores específicos (γ) são obtidos pelo software Rocket Propulsion Analysis (RPA), iniciou-se a modelagem matemática para determinar a área da garganta, e a razão de expansão Sutton *et al.* (2001), e pôr fim a área de escape dos gases foi calculada. Também se considerou para os cálculos que a pressão de saída da tubeira é igual a pressão atmosférica.

$$\frac{1}{\varepsilon} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} \quad (25)$$

$$A_g = \frac{F}{P_c C_f} \quad (26)$$

$$\frac{1}{\varepsilon} = \frac{A_g}{A_e} \quad (27)$$

Dessa forma, para validação, os parâmetros geométricos foram simulados utilizando o software SolidWorks, software de elementos finitos, por meio de uma análise em CFD.

3. RESULTADOS E ANÁLISE

Após realizados todos os cálculos definiu-se os parâmetros geométricos dos componentes do motor foguete, constando abaixo os resultados encontrados.

3.1. Grão Combustível

Tendo em vista que o par propelente escolhido foi parafina (n-dotriacontano) e óxido nítrico à temperatura ambiente Bertoldi *et al.* (2007) e a pressão no interior da câmara de combustão de 10 bar Guerreiro *et al.* (2013), conclui-se por meio da metodologia descrita, e após as simulações com o *RPA*, que o grão será cilíndrico com diâmetro de externo de 9,3 cm, diâmetro interno de 2 cm e comprimento de 24 cm, possuindo taxa de regressão de 2,68 mm/s. O tempo de queima previsto é de 12,75 segundos, porém futuros testes na bancada não ultrapassarão 10 segundos. A massa de oxidante consumido será de 9,1 kg, e de combustível 1,27 kg. Sobre a fabricação do grão de parafina optou-se por utilizar um molde com as dimensões especificadas.

3.2. Injetor

Injetor: com o uso da metodologia expressa acima, utilizando uma diferença de pressão entre o tanque de oxidante e a câmara de combustão de 30 bar, vazão mássica de oxidante de 0,80746 kg/s e espessura da placa injetora de 5 mm, calculou-se que são necessários 13 furos de 1 mm de diâmetro. Para sua fabricação foi escolhido fabricar os furos com eixo perpendicular à superfície da placa injetora, devido à maior viabilidade desse processo. Além disso, escolheu-se um ângulo de chanfro na entrada dos furos de modo a diminuir as perdas de carga.

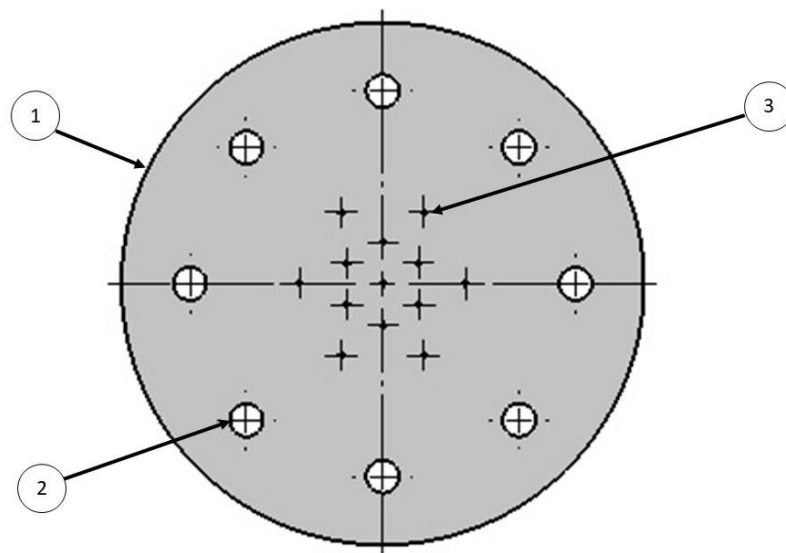


Figura 1. Vista frontal de placa de injetores em alumínio: (1) Placa injetora, (2) Furos de fixação e (3) Furos injetores.

3.3. Câmara de combustão

Utilizando a metodologia citada, e tendo estabelecido inicialmente uma pressão interna de 10 bar e uma espessura de 3mm, as tensões σ_1 e σ_2 encontradas foram de 15,9 Mpa e 7,7 Mpa, respectivamente. Com base nessas tensões, foram calculados os coeficientes de segurança $\eta_{tresca} = 3,54$ e $\eta_{mises} = 3,76$. Com esses resultados definiu-se que a câmara de combustão será um tubo cilíndrico de alumínio 6061 possuindo 4 polegadas de diâmetro e 30 cm de comprimento.

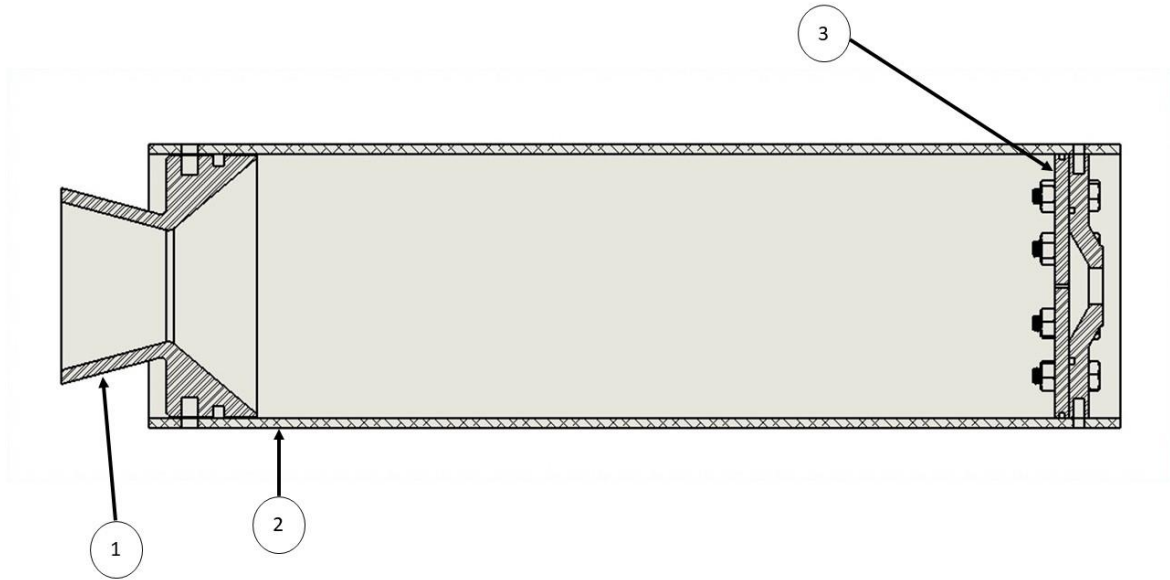


Figura 2: Vista em seção do motor foguete sem proteção térmica e grão combustível: (1) Tubeira, (2) Câmara de combustão e (3) Injetor.

O resultado obtido pelo software Thermcas (Richard Nakka) mostrou a necessidade de utilizar um isolante térmico. Definiu-se que seria utilizado como isolante térmico uma camada de 2mm de borracha de etileno-propileno-dieno (EPDM), utilizado por ALLRED *et al.* (2000), no interior da câmara de combustão. Na ausência deste material a temperatura na parede da câmara ultrapassaria a temperatura de fusão do alumínio. Com o isolante térmico a temperatura máxima da parede, atingida no tempo 10 segundos de queima, seria de 398°C, temperatura que não inflige as propriedades do material em questão, de acordo com as simulações realizadas.

3.4. Grão Combustível

Por meio do procedimento acima, foi obtida uma razão de expansão de 2,313 e uma área de garganta de 12,21cm². Como não há uma metodologia específica para a razão de contração da parte convergente, foi estabelecido um diâmetro de entrada de 9,4 cm visando sua conexão coma a câmara de combustão. Desta forma, preferiu-se utilizar a geometria cônica com semiângulos de compressão e expansão de 45° e 15° respectivamente, por ser mais recomendado para razões de expansão pequenas e por ter um método de fabricação mais simples.

O desenho final da tubeira foi testado por meio de uma simulação CFD no software SolidWorks. Para sua validação os gases de escape devem atingir Mach 1 na garganta da tubeira como previsto pela teoria Sutton *et al.* (2001). Tal requisito foi alcançado, como demonstrado na Figura 3. Pela magnitude das temperaturas atingidas, mostradas no gráfico 2, produzido por meio de uma simulação CFD utilizando o SolidWorks, preferiu-se fabricar a tubeira utilizando aço inox, pela sua alta resistência térmica.

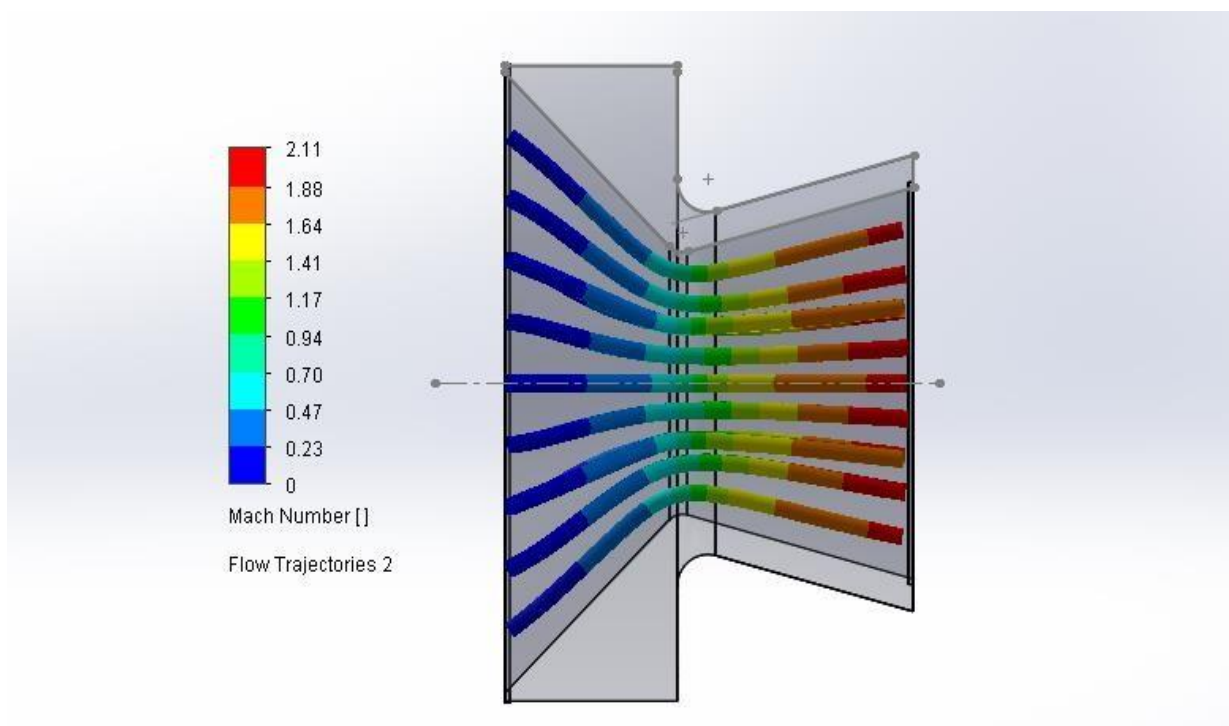


Figura 3. Simulação CFD no SolidWorks da velocidade de escoamento dos gases na tubeira.

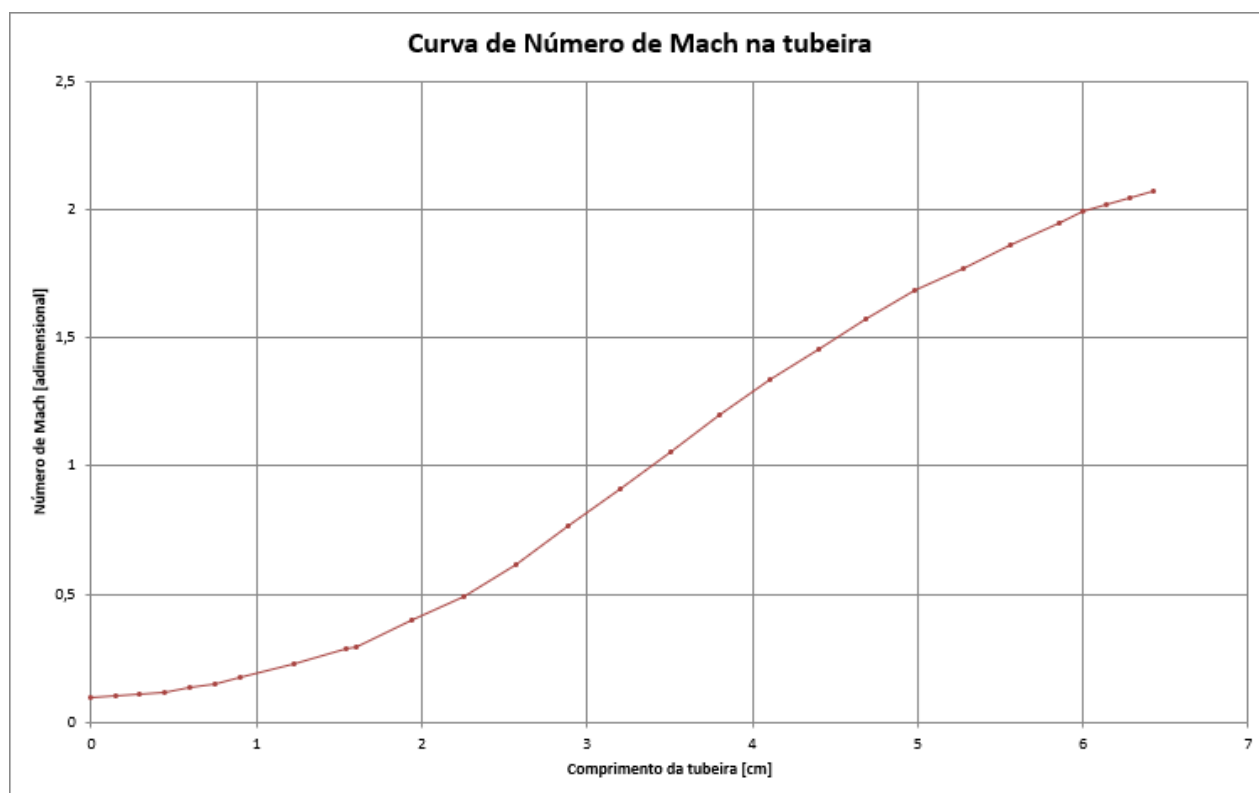


Gráfico 1. Curva Número de Mach (vertical) por comprimento da tubeira (horizontal).

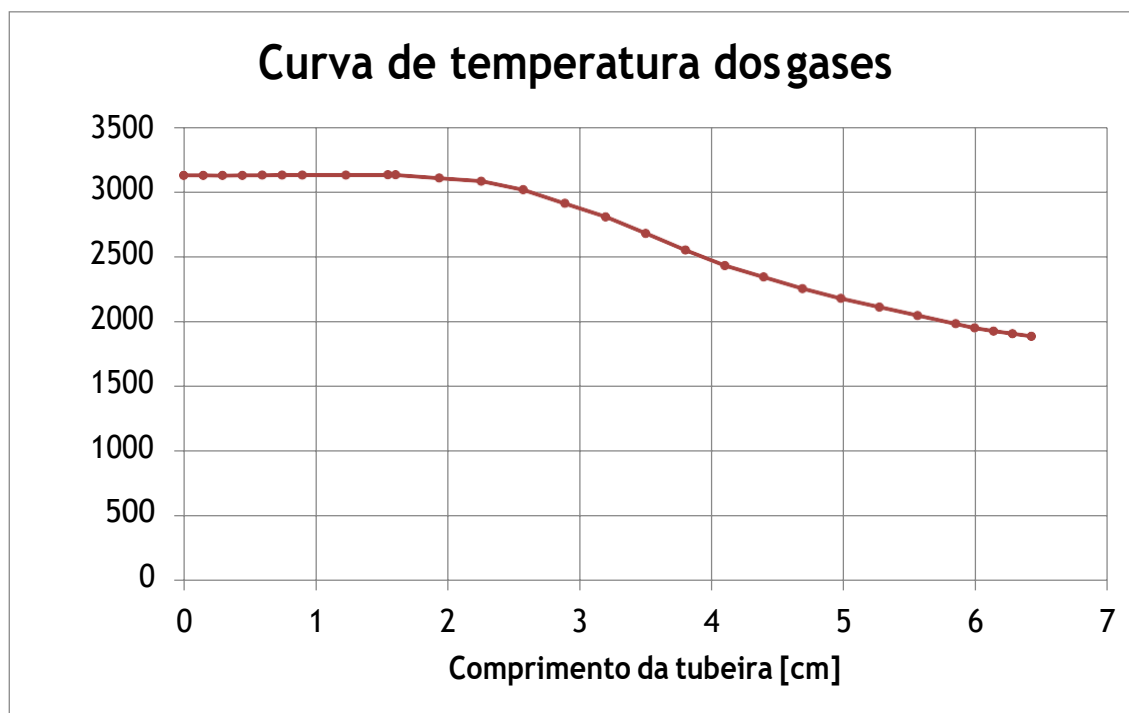


Gráfico 2. Curva temperatura escoamento dos gases (K) pelo comprimento da tubeira (cm).

4. CONCLUSÃO

Com o auxílio de softwares e da literatura desenvolvida por pesquisadores da Engenharia Aeroespacial, atingiu-se o objetivo de desenvolver um modelo computacional de um motor foguete híbrido destinado a integrar um veículo lançador de apogeu de 5 km.

Os resultados encontrados possuem características geométricas satisfatórias, tendo o grão combustível 9,3 cm e 2 cm de diâmetro externo e interno respectivamente, e comprimento de 24 cm. Sobre o injetor ele será de uma placa de 5 mm com 13 furos perpendiculares de 1 mm de diâmetro, já a câmara de combustão possui 4 polegadas de diâmetro, espessura de 3 mm e 30 cm de comprimento. Por fim a tubeira que possui diâmetro de entrada de 9,4 cm, razão de expansão de 2,313 e uma área de garganta de 12,21cm². Todos os componentes foram desenvolvidos visando atingir o desempenho desejado, dentro das especificações iniciais e fabricação simples.

Após a construção do mesmo, será desenvolvida uma pesquisa baseada em testes buscando a otimização do desempenho do motor, e o auxílio no desenvolvimento de tecnologias para a propulsão híbrida de motores foguetes.

5. AGRADECIMENTOS

O grupo GD Ae sente-se imensamente agradecido a todos que demonstraram interesse nos projetos propostos, dando suporte nessa jornada que não está livre de empecilhos, mas, por meio da união e perseverança, vem mostrando valores que só engrandecem os membros, no âmbito pessoal e como futuros profissionais em suas respectivas áreas.

Ao nosso orientador Claus Wehmann, assíduo nas decisões e feitos do grupo e sempre disponível para acrescentar e compartilhar ensinamentos às atividades a serem realizadas promovendo o desenvolvimento e eclosão da equipe e seus ideais.

6. REFERÊNCIAS

- Allred, L.D. and Eddy, N.F. “Asbestos Free Insulation Development for the Space Shuttle Solid Propellant Rocket Motor (RSRM)”, Brigham City, Utah: Thiokol Propulsion, a Division of Cordant Technologies Inc., 2000.
- Beer, F.P. e Jr, E.R.J., Resistência dos Materiais. 3. Ed. Tradução e revisão técnica Celso Pinto Morais Pereira. São Paulo: Pearson Makron Books, 1995.
- Bertoldi, A.E.M., 2007, “Avaliação Experimental da Queima de Parafina e Óxido Nitroso em Motores Híbridos”, Dissertação de Mestrado em Ciências Mecânicas, Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade de Brasília, Brasília, DF, 115p.
- Contaifer, R.A., “Desenvolvimento de uma bancada de testes de propulsores híbridos de baixo empuxo”, Dissertação de Mestrado do Curso de Pós- Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Combustão e Propulsão, São José dos Campos: INPE, 2009. 191p.
- Guerreiro, P.P.O.A., “Preliminary Study of a Hybrid Rocket”, Dissertação de Mestrado em Engenharia Mecânica. Departamento de Engenharia Mecânica, Técnico Lisboa, 2013.

O'Leary, R.A. e Beck, J. E. "Nozzle Design", Threshold magazine (No. 8), Spring 1992.

Nakka, R., Richard Nakka's Experimental Rocketry Site. Disponível em <<http://www.nakka-rocketry.net/>>. Acesso em 12 outubro 2017.

Niskanen, S., OpenRocket Technical Documentation. Baseado na Dissertação de Mestrado: "Development of an Open Source model rocket simulation software", 2010.

Sutton, G.P., Rocket Propulsion Elements, 7. ed. Canada: John Wiley & Sons, 2001.

Zarchan, P., Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis, and Design, Vol 200. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 2004. 777p.

7. RESPONSABILIDADE AUTORAL

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

HYBRID ROCKET ENGINE DESIGN USING PARAFFIN AND NITROUS OXIDE PROPELLANT PAIR

Paulo Vitor Napoleão Sudário, pvsudario@hotmail.com¹

Gustavo Farias Serra, serragustavo05@gmail.com¹

José Renato Ferreira de Paula, eng.renatodipaula@gmail.com¹

João Martins Gomes Neto, joao.martins.gn23@gmail.com¹

Lucas Mesquita Paiva Martins, lucasmpm97@gmail.com¹

Claus Franz Whemann, claus.wehmann@ufc.br¹

Letícia Rabelo Muniz, leticiarmuniz@hotmail.com²

¹Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Ceará, Avenida Humberto Monte, S/N.

²Departamento de Engenharia Metalúrgica, Universidade Federal do Ceará, Avenida Humberto Monte, S/N.

Abstract. *The purpose of this paper is to demonstrate the development of the project of a hybrid rocket engine to be tested on a static test bench and posteriorly be used in the launching of a rocket with estimated apogee of 5km. The engine has, as initial parameters, the usage of paraffin and nitrous oxide as the propellant pair, the first being the fuel and the second, the oxidizer, and the maximum thrust of 1500 N. The choice of hybrid propulsion is based on the fact that it is safer than solid propulsion, but also more economical and simpler than liquid propulsion, even though its specific impulse is not as high as this last one. The propellant pair was chosen for having vast research and available data and for its easy access. The performance desired was established based on simulations in the free software of rocket design OpenRocket. In this paper was described the development of all the components that make the engine, being: the nozzle, the combustion chamber, the injector plate and the fuel grain.*

Keywords: *hybrid, propulsion, simulation, combustion.*