

Propulsor Híbrido de Parafina e Oxigênio Gasoso com Injeção Tangencial

PEREIRA, N.A.V.F.¹, COSTA, F.S.²

¹Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Cachoeira Paulista, SP, Brasil
Aluno de Mestrado do curso de Engenharia e Tecnologias Espaciais – ETE-PCP.

²Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Cachoeira Paulista, SP, Brasil

nicollas.vfp@gmail.com

Resumo. *O desenvolvimento de um propulsor híbrido de geometria compacta do tipo panqueca e com injeção tangencial que possibilite a visualização do escoamento e forneça empuxo de 100 N, será o produto deste trabalho. O propulsor utilizará parafina e oxigênio gasoso como propelentes, usará tubeira do tipo aerospike para reduzir o comprimento do motor e efetuar compensação de variação da pressão externa e irá dispor de uma janela de acrílico para análise do escoamento. Serão medidas a pressão na câmara e o empuxo produzido, e serão determinados o impulso específico, velocidade característica e a taxa de regressão da parafina em função do fluxo de massa do oxidante. Espera-se comparar os dados experimentais com os disponíveis na literatura, assim como os dados obtidos de softwares e de simulações. Os resultados permitirão um melhor entendimento do processo de queima em propulsão híbrida.*

Palavras-chave: Propulsor Híbrido; Parafina; Aerospike; Motor Foguete; Propulsão.

1. Introdução

Desde a antiguidade, o ser humano contempla o Universo. Naquela época, basicamente só era possível a sua observação, e com o desenvolvimento da humanidade e suas tecnologias, o homem tornou-se capaz de explorar mais plenamente o Universo.

Os chineses foram os pioneiros a desenvolver foguetes cerimoniais e militares movidos à pólvora, mas apenas no meio do século XX o homem finalmente conseguiu se libertar das correntes da gravidade e colocar um objeto em órbita do planeta. Desde então, o acesso ao espaço vem se tornando cada vez mais necessário no dia a dia mundial. Aplicações nas telecomunicações, imageamento, pesquisa científica e exploração do espaço hoje constituem parte essencial da sociedade.

Os sistemas propulsivos químicos são os mais empregados na atualidade e ainda não existem tecnologias que o possa substituir no futuro próximo. Podem utilizar propelentes sólidos, líquidos, gelificados ou gasosos. Cada tipo de propelente tem aplicações específicas onde sua operação é mais indicada.

Propulsores que utilizam propelentes sólidos são utilizados em aplicações onde a simplicidade é dominante. Os que utilizam propelentes líquidos, apesar de significativamente mais complexos, fornecem um desempenho superior. Os propulsores

híbrido, que utilizam geralmente combustível sólido e oxidante líquido ou gasoso, trabalha na associação das vantagens destes, mantendo a simplicidade e desempenho.

Os propulsores híbridos vêm sendo pesquisados desde os anos 1930, mas apenas recentemente têm ganhado espaço para sua utilização. Apresentam alto desempenho, segurança, ampla gama de propelentes, baixo custo e podem realizar variação de empuxo ou interrupção da queima. Entretanto geralmente apresentam baixa taxa de regressão e uma menor eficiência de queima, quando comparado com propulsores que utilizam propelentes sólidos e líquidos, respectivamente [CHIAVERINI & KUO, 2007].

A utilização de combustíveis como a parafina, que formam ondulações e posteriormente a geração de gotas durante a queima, proporciona um aumento na taxa de regressão.

Para os propulsores híbridos convencionais, a razão entre comprimento e diâmetro se concentra entre 20 e 30 [HUMBLE, HENRY, & LARSON, 1995]. Essa geometria pode ser bem acomodada em veículos lançadores, entretanto não é desejada se utilizada em aplicações em pequenos satélites. Portanto, é interessante o desenvolvimento de propulsores que tem uma menor razão comprimento/diâmetro para diversas aplicações.

Um estudo foi realizado por [HAAG, 2001] para avaliar diversas geometrias compactas de propulsores híbridos.

A tubeira é o componente do propulsor responsável por produzir empuxo. Isso é realizado convertendo a entalpia dos gases localizados na câmara de combustão em energia cinética direcionada ao longo do eixo da tubeira. Normalmente são utilizadas as tuberias convergente-divergente, porém existem variações.

Tuberas do tipo Aerospike, têm a capacidade de se “ajustar” automaticamente com a altitude de operação. Sua aerodinâmica complexa sofre alterações ao longo da variação de pressão externa, mantendo um alto desempenho durante toda a operação [RUF & McCONNAUGHEY, 1997]. Além disso, esse tipo de tubeira tem um menor comprimento se comparada à tuberias convergente-divergente.

O principal objetivo do trabalho é o desenvolvimento de um modelo simplificado de queima para propulsores do tipo panqueca. Esse objetivo será alcançado através da realização de ensaios com um propulsor híbrido que utiliza parafina e oxigênio gasoso como propelentes. Para o estudo da queima serão medidas taxas de regressão, velocidade característica, impulso específico e pressão na câmara para diversas razões de mistura de combustível e oxidante. Será também analisado o escoamento no interior do propulsor, através da visualização do escoamento por um visor transparente. Além disso, o escoamento supersônico na saída do aerospike será avaliado por meio de imageamento de Schlieren e seu desempenho será medido e analisado.

2. Metodologia

Serão realizados ensaios no Banco de Testes em Condições Atmosféricas (BTCA) na unidade do INPE de Cachoeira Paulista.

Uma bancada de testes será desenvolvida para a medição do empuxo, pressão na câmara, na linha e nos injetores e para a realização de forma segura dos ensaios.

Para que seja possível a visualização dos efeitos que serão estudados, uma placa de acrílico será utilizada no propulsor. Um sistema de câmeras irá gravar todo o funcionamento e as imagens serão analisadas posteriormente.

Nitrogênio será usado como gás de purga.

Todas as cronologias dos testes (ignição, injeção de oxidante, injeção da purga etc) serão automatizadas e controladas por microcontroladores Arduino e a coleta de dados pelo software LabView.

Serão realizados ensaios com diferentes vazões mássicas de oxidantes, bem como com diferentes tempos de operação. Espera-se que os dados coletados durante a queima e que a análise do grão após a queima forneçam informações sobre o processo de queima em geometria panqueca.

3. Resultados e Discussão

Para o projeto do Propulsor Experimental Vortex (PEV), foram necessárias decisões de projeto, sendo elas:

- Tipo de propulsor: híbrido compacto de injeção vortical, tipo panqueca;
- Par propelente: parafina e oxigênio gasoso;
- Empuxo desejado: 100 N;
- Pressão de operação: 5 bar.

Foi utilizado o software de equilíbrio químico CEA-NASA para a determinação das propriedades durante a queima do par propelente. As Figuras 1 e 2 representam a influência da pressão e de diferentes razões oxidante combustível (O/C) no desempenho do propulsor.

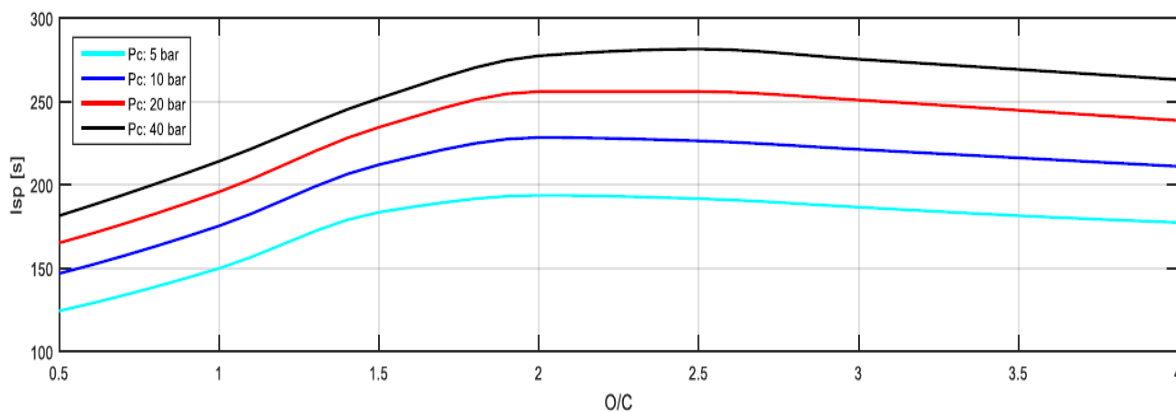


Figura 1 - Impulso específico em função da razão de mistura O/C em massa.

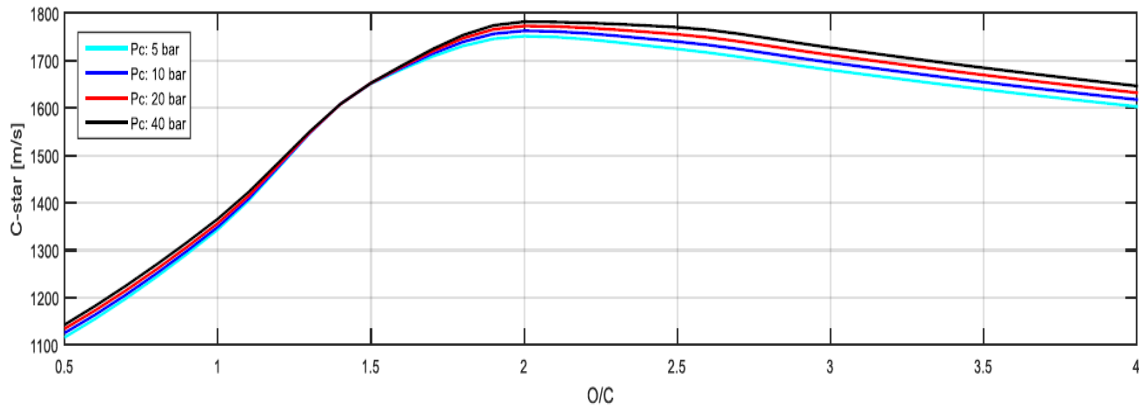


Figura 2 - C^* em função da razão de mistura O/C em massa.

Apesar do impulso específico ser significativamente menor para pressões de operação mais baixas, como mostrado na Figura 1, os valores de velocidade característica são semelhantes, indicando que a dinâmica interna do propulsor irá ser pouco afetada pela pressão baixa na câmara de combustão.

A geometria do propulsor foi baseada na ideia que haverá apenas um grão combustível, a queima irá ocorrer em apenas uma face do grão. Haverá um furo central no grão para que seja posicionado o corpo central do Aerospike.

Os injetores serão tangenciais e localizados na lateral da câmara de combustão. Como representado na Figura 3.

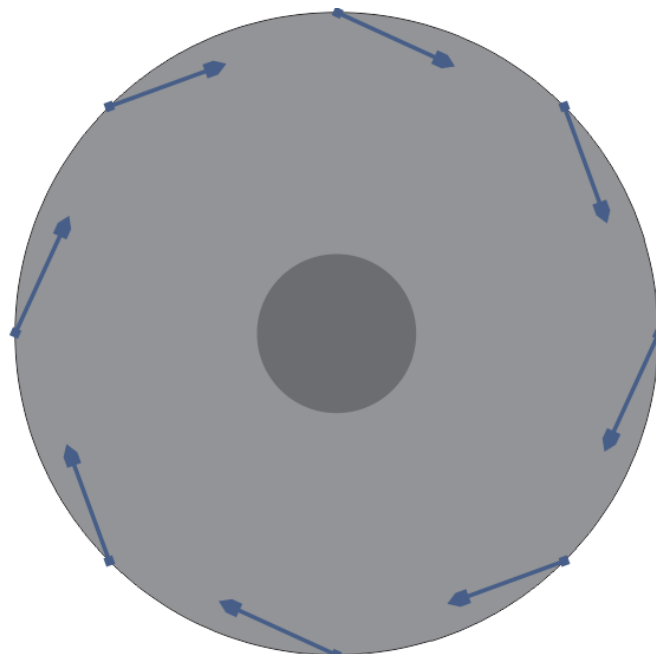


Figura 3 - Localização dos injetores de oxidante

A altura da câmara de combustão irá variar ao longo da queima. Inicialmente deseja-se que esta altura seja pequena, para que o escoamento esteja livre de turbulências que

podem atrapalhar a ignição do propulsor. Foi calculado que uma altura inicial de 5mm é necessária para que o propulsor inicie a operação com uma razão O/C próxima de 1.

O propulsor, em sua forma final tem a configuração mostrada na Figura 4. Sua estrutura é fabricada principalmente em aço inox e seus principais dados estão apresentados na Tabela 1.

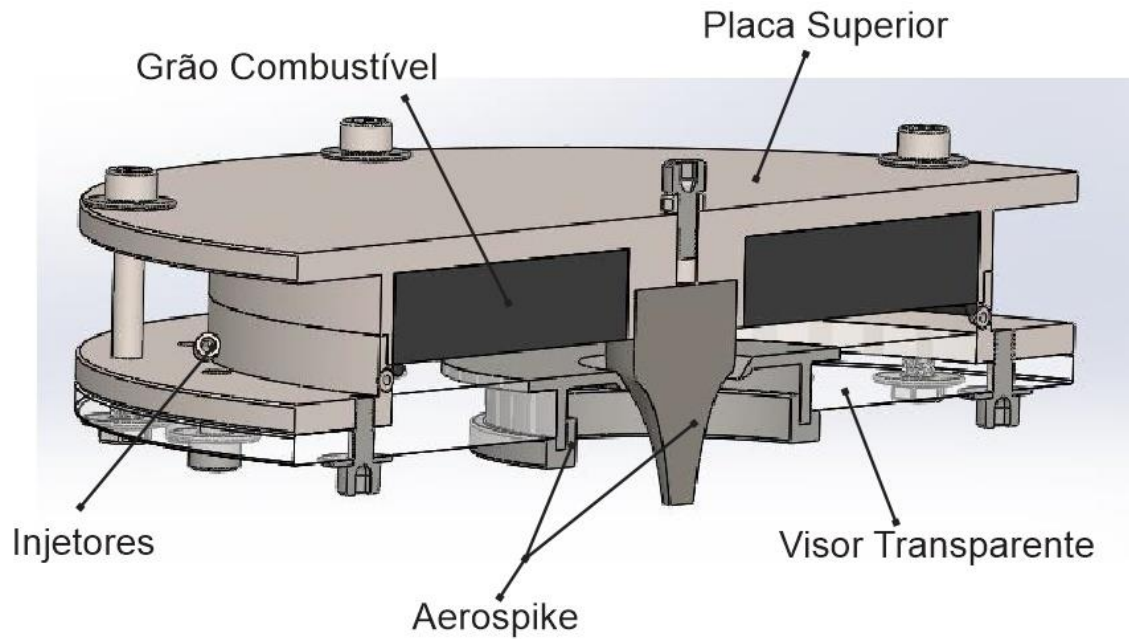


Figura 4 - Vista em corte do propulsor PEV

Tabela 1 - Principais dados do PEV

<i>Propulsor Experimental Vortex</i>	
<i>Empuxo médio</i>	101 N
<i>Pressão de operação</i>	5 bar
<i>Tempo de operação</i>	10 s
<i>Impulso específico médio</i>	186 s
<i>Impulso total</i>	1086 N.s
<i>Diâmetro equivalente da garganta</i>	15 mm
<i>Diâmetro externo do grão</i>	150 mm
<i>Diâmetro do furo do grão</i>	30 mm
<i>Espessura do grão</i>	15 mm
<i>Número de injetores</i>	8
<i>Massa combustível</i>	233 g
<i>Massa oxidante</i>	375 g

A operação do motor foi simulada em um código desenvolvido em Matlab. A simulação leva em conta a variação da razão O/C, o transiente de ignição, e a variação de pressão na câmara durante toda a queima. Será disponibilizada juntamente com o trabalho final. A Figura 5 mostra um dos gráficos gerados por esse programa.

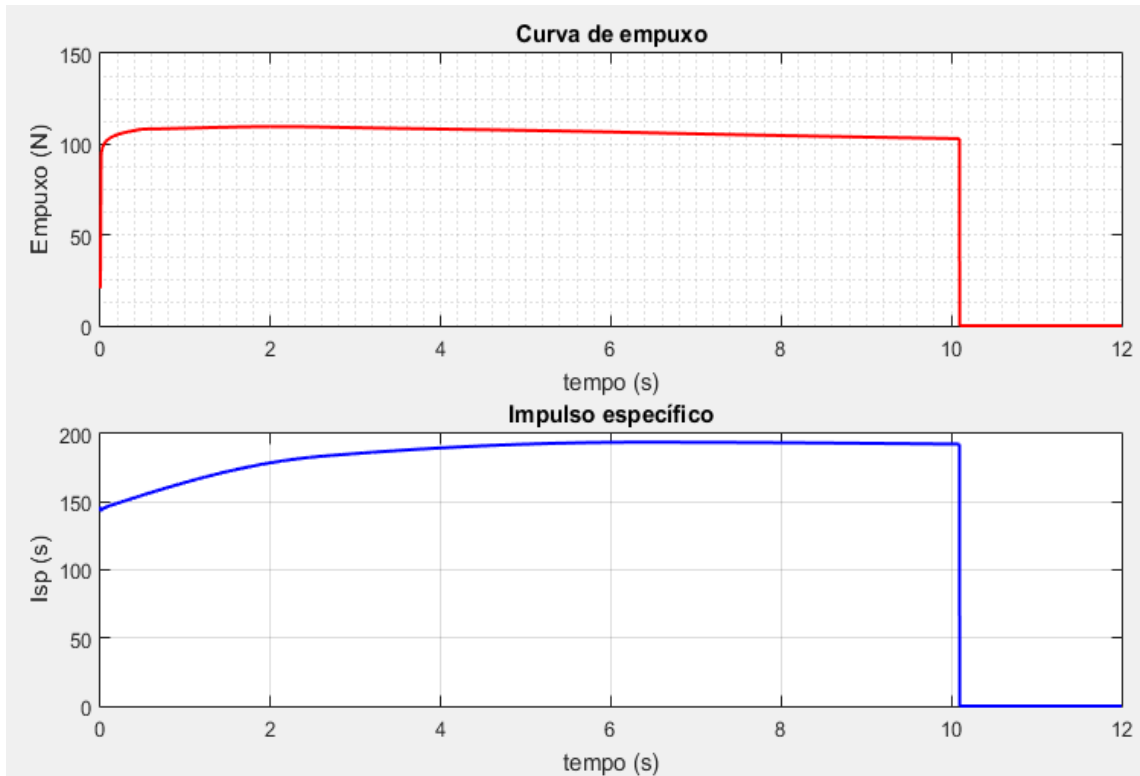


Figura 5 - Curva de empuxo e impulso específico para o propulsor

Nota-se que o propulsor mantém um empuxo constante mesmo com a variação de altura na câmara de combustão. O impulso específico atinge o seu valor máximo logo após a metade da queima. Essa simulação será comparada com o desempenho real do propulsor, sendo possível examinar o desempenho da simulação.

Foram realizadas simulações CFD para avaliar como o escoamento se comporta no interior da câmara de combustão, conforme mostrado na Figura 6. É possível notar o aparecimento de recirculações na câmara de combustão ao longo da progressão de queima. O aparecimento destes vórtices força o oxidante concentrado a passar pela superfície do grão, mantendo uma elevada taxa de regressão, mesmo com o aumento de altura da câmara de combustão.

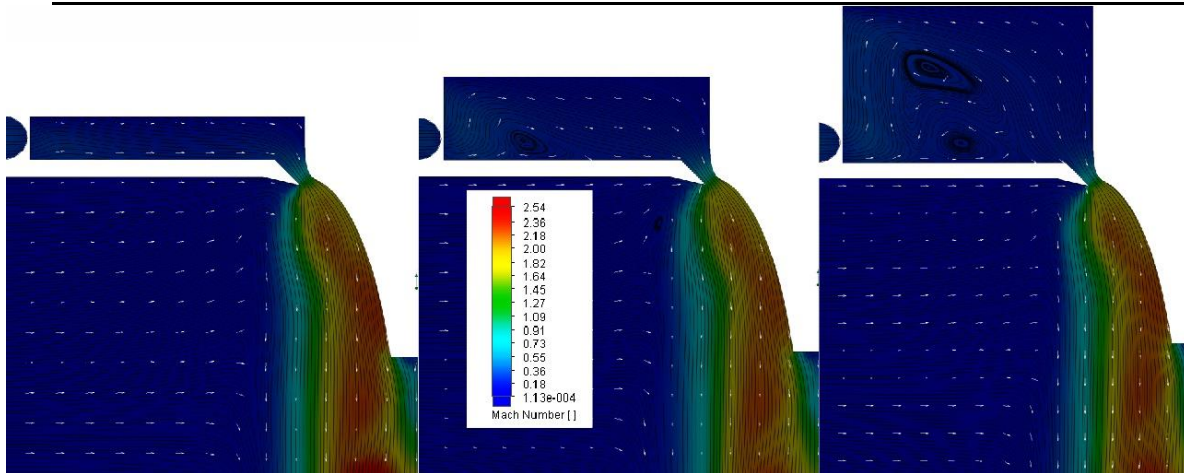


Figura 6 – Simulação computacional do escoamento interno do PEV.

O escoamento externo resultante do bocal Aerospike também foi simulado e pode ser visto na Figura 7.

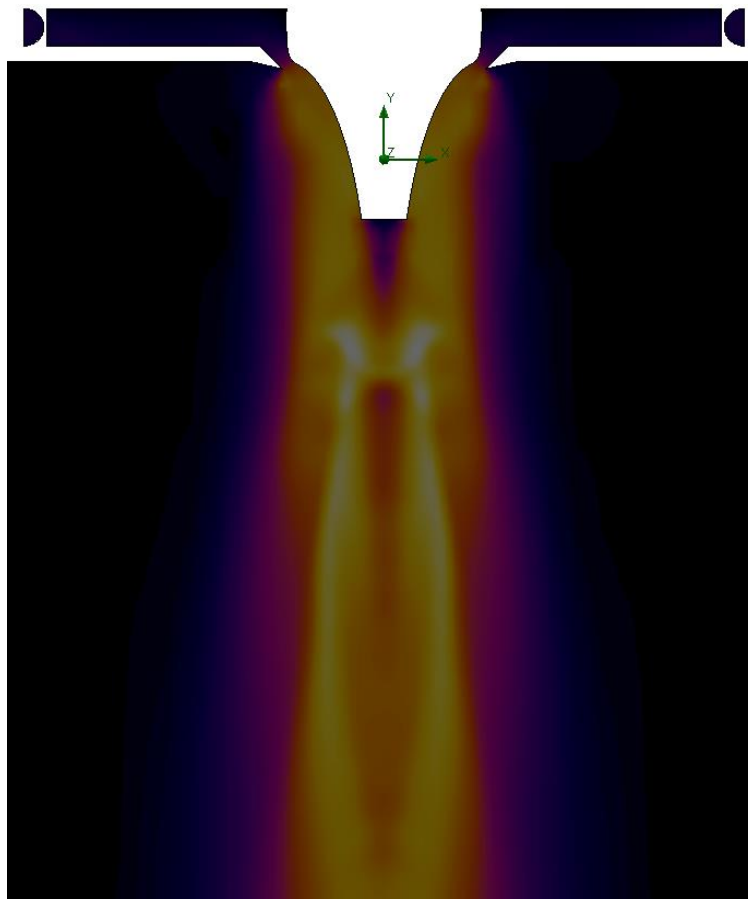


Figura 7 – Simulação do escoamento externo ao bocal Aerospike.

Observa-se a formação da região de recirculação na base do Aerospike. A simulação será comparada com o escoamento obtido experimentalmente.



4. Conclusão

O desenvolvimento do propulsor, bem como da bancada, instrumentação e equipamentos de apoio está em fase de construção. Os experimentos serão realizados ao longo do segundo semestre de 2017. Análises numéricas e de CFD foram realizadas, e fornecem resultados promissores, servirão também para comparação com os resultados dos testes.

Agradecimentos: à Fundação CAPES pela bolsa de mestrado concedida.

Referências

- Chiaverini, M. J.; Kuo, K. K. (Eds.). Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion. American Institute for Aeronautics and Astronautics, Inc, 2007.
- Haag, G. S. (2001). Alternative Geometry Hybrid Rockets for Spacecraft Orbit Transfer. University of Surrey.
- Humble, R. W., Henry, G. N., & Larson, W. J. (1995). Space Propulsion Analysis and Design. New York: Mcgraw-Hill.
- Ruf, J. H., & Mcconnaughey, P. K. (1997). The Plume Physics Behind Aerospike Nozzle Altitude Compensation and Slipstream Effect. AIAA Paper No 97-3217.