

Caracterização de sistema de propulsão a gás frio com vetorização de empuxo

Pedro Kuntz Puglia*, Leonardo Gouvêa†, Maurício Morales‡

XXVII Encontro de Iniciação Científica do ITA – XXVII ENCITA/2022

Resumo

Este trabalho apresenta o processo de desenvolvimento e caracterização de um sistema de vetorização de empuxo com motor a gás frio. O motor tem como requisito empuxo de 2 N e 5 bar de pressão de câmara. O método de vetorização escolhido para teste foi o de *jet vane*. O motor construído apresentou um impulso específico de 46,6 s. O sistema foi caracterizado com uma balança de três componentes. Como resultado final, obtiveram-se as derivadas de controle de força lateral e momento. Por fim, apresentaram-se os problemas metodológicos encontrados e *trade-offs* de engenharia identificados para o sistema.

Palavras-chave: propulsão, gás frio, vetorização de empuxo, controle.

1 Introdução

A tecnologia de controle de vetorização de empuxo (ou TVC, do inglês *thrust vector control*) é fundamental para a estabilidade e para o seguimento de trajetória dos foguetes, pois utiliza o direcionamento do empuxo do motor para controlar o veículo. Este trabalho busca iniciar uma linha de pesquisa brasileira sobre o assunto.

O desenvolvimento de sistemas propulsivos é baseado em coeficientes semi-empíricos. O coeficiente de empuxo C_F e a velocidade característica C^* podem ser usados para calcular a vazão mássica do motor foguete com (SUTTON; BIBLARZ, 2001)

$$\dot{m} = \frac{F}{C^* C_F} \quad (1)$$

ao passo que as áreas das seções transversais da garganta A_t e da tubeira A_e podem ser relacionadas pela razão de expansão ε , dada por

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} \quad (2)$$

Jet vanes, ou lâminas defletoras, consistem em placas imersas no escoamento supersônico à jusante da tubeira do motor foguete. Para pequenas deflexões, escoamento uniforme e espessura infinitesimal, é possível

afirmar que a força lateral produzida pelo sistema é proporcional ao ângulo de deflexão (ANDERSON J.D., 2010).

A formulação mais usual de controle linear invariante no tempo define uma matriz de controle (ASTROM; MURRAY, 2008), cujas entradas são derivadas de controle, como por exemplo a derivada da força lateral em relação à deflexão da lâmina defletora δ , dada por

$$F_{x\delta} = \frac{dF_x}{d\delta} \quad (3)$$

Sendo assim, este trabalho tem por objetivo final caracterizar as derivadas de controle de um sistema de vetorização de empuxo com um motor foguete de gás frio de pequena escala (2 N), bem como caracterizar seus coeficientes propulsivos e *trade-offs* de engenharia relacionado ao sistema de vetorização de empuxo.

2 Materiais e métodos

O sistema propulsivo foi projetado de maneira programática com o auxílio do CEA NASA (NASA, 2023) e sua interface programática RocketCEA (TAYLOR, 2023). Foram levantados como requisitos empuxo $F = 2$ N, pressão de câmara $p_c = 500$ kPa, temperatura do propelente $T_{\text{prop}} = 298,15$ K. Estes dados foram inseridos no CEA para cálculo áreas das seções transversais de garganta e tubeira. A área da seção transversal da câmara foi escolhida empiricamente.

O motor a gás frio e o sistema de vetorização foram manufaturados em ABS por impressão 3D. Para as medidas de força em função da deflexão da lâmina, foi utilizada a balança de três componentes Plint & Partners disponível no Laboratório de Engenharia Aeronáutica. A saída da balança, as forças F_A (*aft*), F_F (*fore*) e F_D (*drag*) em cada extensômetro, pode ser convertida nas forças horizontal F_x , vertical F_y e no momento atuante M com o conhecimento da distância d entre as componentes *aft* e *fore* (ARAÚJO, 2022).

3 Resultados e Discussão

Obtiveram-se empiricamente para o motor $\varepsilon = 1,35$, $C^* = (368,8 \pm 2,4)$ m s⁻¹ e $C_F = 1,228 \pm 0,005$, constituindo uma vazão mássica de $\dot{m} = (4,42 \pm 0,03)$ g s⁻¹. Obteve-se portanto um impulso específico de 46,6 s. A alta vazão mássica e o baixo impulso

*Instituto Tecnológico de Aeronáutica, pesquisador voluntário, pepuglia@gmail.com.

†Instituto Tecnológico de Aeronáutica, orientador

‡Instituto Tecnológico de Aeronáutica, co-orientador

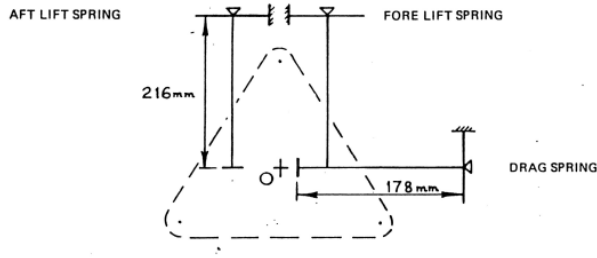


Figura 1 – Diagrama da balança de três componentes.

específico devem-se ao baixo conteúdo energético do ar comprimido usado no experimento.

O motor desenvolvido, montado no sistema de vetorização de empuxo, pode ser visto na Fig. 2. A lâmina é movimentada pelo servomotor à direita da figura, podendo atingir deflexões de $\pm 20^\circ$.

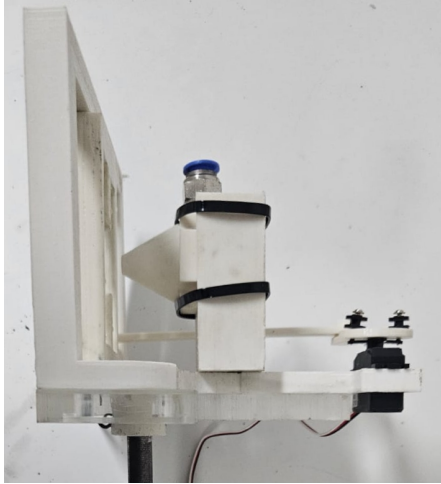


Figura 2 – Montagem do sistema de vetorização de empuxo.

Na Figura 3 observam-se as curvas de F_y , paralela ao empuxo, F_x , força lateral causada pelo sistema, e M , momento em relação ao eixo da balança. Observa-se que a posição 90° corresponde à lâmina não defletida. Devido à simetria da geometria, nesta posição seria esperado haver força lateral e momento nulos, o que não ocorreu empiricamente devido à presença da mangueira de alimentação de ar conectada ao motor. Observam-se também flutuações no valor do empuxo, devidos possivelmente ao esvaziamento do reservatório do compressor de ar. Este fenômeno é favorecido pela alta vazão mássica exigida.

Apesar dos problemas descritos, foi possível validar um grande número de hipóteses úteis para aplicações de controle. Por exemplo, verifica-se na Fig. 3 a linearidade das forças produzidas até aproximadamente 15° de deflexão, o que permite o cálculo das derivadas de controle em relação ao eixo da balança como $F_{x\delta} = (3,57 \pm 0,05) \times 10^{-2} \text{ N/}^\circ$ e $M_\delta = (-2,29 \pm 0,02) \times 10^{-2} \text{ N cm/}^\circ$.

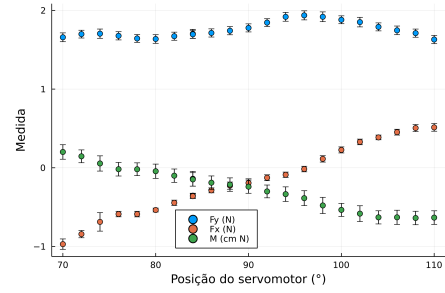


Figura 3 – Dados experimentais de forças e momento em função da deflexão da lâmina defletora.

Por fim, foram identificados *trade-offs* de engenharia associados ao sistema. Citam-se, por exemplo, a espessura da lâmina, que afeta o arrasto de onda gerado (ANDERSON J.D., 2010), reduzindo a eficiência, bem como a distância da tubeira à lâmina, que afeta as derivadas de controle do sistema.

4 Conclusões e Recomendações

A proposta deste trabalho, de desenvolver um sistema de vetorização de empuxo e caracterizar seu desempenho, foi executada. Desenvolveu-se um sistema de vetorização de empuxo com lâmina defletora de gás frio de 2 N. Este sistema foi caracterizado em relação à perda de empuxo causada pela adição da lâmina defletora e suas derivadas de controle foram obtidas. Apesar do objetivo ter sido atingido, foram encontradas várias dificuldades e fontes de erros experimentais que devem ser abordadas em trabalhos futuros.

5 Agradecimentos

Ao professor Leonardo Gouvea pela oportunidade, ao professor Tiago Barbosa por disponibilizar a balança, e aos técnicos Wilson e Newton por sua dedicação, bem como ao João Baldo e Arthur Zoppi pelo auxílio com as impressões 3D.

Referências

- ANDERSON J.D., J. *Fundamentals of Aerodynamics*. 5. ed. [S.l.]: McGraw-Hill, 2010.
- ARAÚJO, T. B. *Apostila de Laboratório de AED-11*. [S.l.]: Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2022.
- ASTROM, K. J.; MURRAY, R. M. *Feedback Systems: An Introduction for Scientists and Engineers*. USA: Princeton University Press, 2008. ISBN 0691135762.
- NASA. *Chemical Equilibrium Applications*. 2023. Disponível em: <<https://software.nasa.gov/software/LEW-17687-1>>.
- SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. *Rocket Propulsion Elements*. [S.l.]: Wiley Interscience, 2001.
- TAYLOR, C. *RocketCEA*. 2023. Disponível em: <<https://rocketcea.readthedocs.io/en/latest/index.html>>.