

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 divergências pequenas com os requisitos, tendo um impulso específico de 46,6 s. Este motor foi montado em um mecanismo de controle da lâmina defletora e esta montagem foi acoplada a uma balança de três componentes para caracterização das forças e momentos gerados. 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 que relacionam o empuxo propulsivo F , a vazão mássica \dot{m} e as áreas da seção transversal da garganta A_t e da tubeira A_e . O coeficientes 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 e da tubeira podem ser relacionadas pela razão de expansão ε , dada por

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

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

†Instituto Tecnológico de Aeronáutica, orientador

‡Instituto Tecnológico de Aeronáutica, co-orientador

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 Seções do artigo

O corpo de texto segue a mesma formatação da introdução. Sugere-se que as seções sejam: 1. Introdução; 2. Material e Métodos; 3. Resultados e Discussão; 4. Conclusões e Recomendações; 5. Agradecimentos; por fim, Referências.

2.1 Corpo do texto

As equações matemáticas devem ser citadas como Eq. 4 no meio da frase, ou por Equação 4 no início de uma frase.

Os símbolos usados nas equações devem ser definidos imediatamente antes ou depois de sua primeira ocorrência no texto do trabalho: a equivalência massa-energia é dada por

$$E = mc^2, \quad (4)$$

onde E é energia, m a massa e c a velocidade da luz no vácuo.

O tamanho da fonte usado nas equações deve ser compatível com o utilizado no texto. Todos os símbolos devem ter suas unidades expressas no S.I. (Sistema Internacional).

As figuras devem ser centralizadas e referenciadas como Fig. 1 no meio da frase ou por Figura 1, caso apareçam no início. As anotações e numerações devem ter tamanhos compatíveis com o da fonte usada no texto, e todas as unidades devem ser expressas no S.I. (Sistema Internacional). Cada figura deve ser colocada na posição mais próxima possível de sua primeira citação no texto. As legendas das figuras devem ser alinhadas à esquerda.

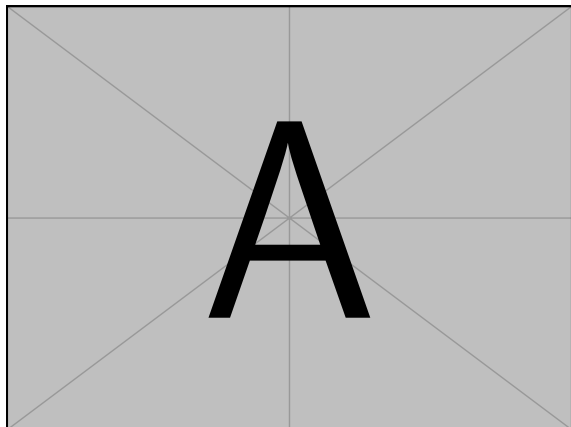


Figura 1 – Exemplo de uma figura.

Figuras coloridas e fotografias de alta qualidade podem ser incluídas no trabalho. É recomendável que qualquer figura inserida no trabalho tenha ao menos 90 DPI.

As tabelas devem ser centralizadas e referidas por Tab. 2 no meio da frase, ou por Tabela 2 no início de uma sentença. Os títulos das tabelas devem ser localizados imediatamente acima da tabela. Anotações e valores numéricos nela incluídos devem ter tamanhos compatíveis com o da fonte usada no texto do trabalho, e todas as unidades devem ser expressas no S.I. (Sistema Internacional). As unidades são incluídas apenas na primeira linha/coluna, conforme for apropriado. As tabelas devem ser colocadas tão perto, o quanto possível, de sua primeira citação no texto. O estilo de borda da tabela é livre. Exemplos são apresentados na Tab. 2 e na Tab. 1.

Referências aceitáveis incluem: artigos de periódicos, dissertações, teses, artigos publicados em anais de congressos, “preprints”, livros e artigos submetidos e aceitos em revistas (identificar a fonte). Não citar páginas web, material didáticos, artigos em blogs, vídeos ou similares.

3 Agradecimentos

Se bolsista, não esquecer de agradecimento à agência de fomento.

Referências

ANDERSON J.D., J. *Fundamentals of Aerodynamics*. 5. ed. [S.l.]: McGraw-Hill, 2010.

ASTROM, K. J.; MURRAY, R. M. *Feedback Systems: An Introduction for Scientists and Engineers*. USA: Princeton University Press, 2008. ISBN 0691135762.

SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. *Rocket Propulsion Elements*. [S.l.]: Wiley Interscience, 2001.

Tabela 1 – Resultados experimentais para as propriedades de flexão dos materiais MAT1 and MAT2. Valores médios de obtidos em 20 ensaios.

Propriedades do compósito	CFRC-TWILL	CFRC-4HS
Resistência à Flexão (MPa)	209 ± 10	180 ± 15
Módulo de Flexão (GPa)	57 ± 3	18 ± 1

Tabela 2 – Propriedades após o processamento.

Experimento	Prop. 1 (%)	Prop. 2 (m)
Ensaio 1	40.0	22.7
Ensaio 2	48.4	13.9