Análise Comparativa Termodinâmica e Cinemática de Combustíveis RAMJET com Binder Vegetal e Derivado de Petróleo por Simulação em Python

Jorge Fernando Leite Monteiro Júnior, Fausto Batista Mendonça,
José Atílio Fritz Fidel Rocco, Rene Francisco Boschi Gonçalves
Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), São José dos Campos/SP – Brasil

***Resumo* – Este trabalho apresenta uma análise de envelopes de letalidade (*No-Escape Zones* – NEZ) para mísseis equipados com motores RAMJET a combustível sólido (SFRJ), comparando uma formulação ecologicamente sustentável à base de óleo de mamona e 33% de boro com sistemas convencionais de HTPB e foguetes sólidos. Os dados termoquímicos foram extraídos via código NASA CEA acoplado a um modelo dinâmico com 2DOF com guiagem por navegação proporcional preditiva. Os resultados indicam uma descontinuidade cinemática local (entre 60 e 70 km) devido ao acoplamento da trajetória por *lofting* contra alvos em rampa evasiva. Todavia, em alcances extremos (140 a 180 km), a assinatura energética superior do combustível de base vegetal mitiga a exaustão cinética por arrasto aerodinâmico cumulativo, sustentando um *Pkill* de 0,34 e velocidade terminal de Mach 3,70 a 180 km e expandindo significativamente a NEZ útil frente a um *Pkill* de 0,22 obtido pela matriz padrão.**

***Palavras-Chave* – Ramjet, Óleo de Mamona, Boro.**

I. INTRODUÇÃO

O cenário de combate aéreo *Beyond Visual Range* (BVR) impõe severas restrições cinemáticas aos sistemas de interceptação baseados em mísseis ar-ar convencionais. O advento de táticas de evasão altamente dinâmicas, caracterizadas por manobras multifásicas e descidas rápidas em rampa (*Jinking Maneuvers*), exige que o interceptador sustente elevados níveis de energia e aceleração lateral até o Ponto de Máxima Aproximação (*Closest Point of Approach* – CPA) [1,2].

Tradicionalmente, mísseis movidos a motores foguetes sólidos convencionais operam sob um perfil de empuxo de curta duração. Após o esgotamento do propelente, o vetor de estado do míssil é governado por uma trajetória balística inerte, na qual o arrasto aerodinâmico cumulativo degrada rapidamente a velocidade residual [3]. Essa exaustão cinética penaliza drasticamente a autoridade de manobra terminal das superfícies aerodinâmicas de controle em regimes subsônicos ou supersônicos baixos, reduzindo a probabilidade de abate (*Pkill*) a níveis marginais em engajamentos de longo alcance [4].

Para mitigar essa limitação, os motores RAMJET a combustível sólido (*Solid Fuel Ramjets* – SFRJ) surgem como a tecnologia ideal para a expansão da *No-Escape Zone* (NEZ).

J. F. L. Monteiro Jr, monteirojflmj@ita.br; F. B. Mendonça, fausto@ita.br;
J. A. F. F. Rocco, friz@ita.br; R. F. B. Gonçalves, renefbg@ita.br.

Ao utilizarem o oxigênio atmosférico captado pelas entradas de ar como oxidante, os RAMJETS operam com um impulso específico (*Isp*) substancialmente superior ao dos foguetes puros, permitindo o voo sustentado e a manutenção de velocidades de cruzeiro supersônicas ao longo de todo o envelope tático [5,6].

Historicamente, o *Hydroxyl-terminated Polybutadiene* (HTPB) consolida-se como o ligante polimérico padrão para essas aplicações [7]. Entretanto, a busca por matrizes energéticas ecologicamente sustentáveis e combustíveis de maior densidade volumétrica incentiva a busca por alternativas baseadas em biocombustíveis enriquecidos com aditivos metálicos. O óleo de mamona, composto majoritariamente por triglicerídeos do ácido ricinoleico ($C_{18}H_{34}O_3$), apresenta-se como um substituto promissor devido à sua cinética de pirólise fragmentada e cadeias oxigenadas intrínsecas [8]. Quando combinado com o carregamento de altas frações de boro metálico, elemento de elevada entalpia específica de combustão (58 MJ/kg), o sistema propulsivo pode alcançar ganhos elevados de eficiência termofísica e alcance útil [9].

Este trabalho tem como objetivo quantificar e comparar, por meio de modelagem computacional reduzida integrada em Pyhton, o impacto de um propelente verde rico em boro a base de óleo de mamona frente ao HTPB convencional também rico em boro e a um sistema de foguete sólido tradicional. A avaliação é conduzida mapeando-se diretamente as descontinuidades locais da NEZ e a autoridade aerodinâmica terminal sob um cenário padronizado de evasão do alvo em rampa dinâmica.

II. METODOLOGIA

A. Setup do NASA Chemical Equilibrium (CEA)

A avaliação do desempenho propulsivo das formulações baseia-se no acoplamento entre a termodinâmica de combustão do grão sólido e a expansão dos gases de exaustão. Foram investigadas três configurações distintas:

- *Rocket* Sólido: Formulação convencional de referência baseada em Perclorato de Amônio (AP), HTPB e Alumínio metálico (AP/HTPB/Al).
- RAMJET Padrão: Matriz combustível baseada em HTPB puro enriquecida com 33% de boro metálico em massa [10] acoplada à queima com ar atmosférico admitido e adição de Magnésio e Alumínio metálico (AP/HTPB/Al/Mg/B).
- RAMJET Verde: Matriz eco-sustentável baseada em Óleo de Mamona ($C_{18}H_{34}O_3$) enriquecida com 33% de boro metálico em massa acoplada à queima com ar atmosférico

admitido e adição de Magnésio e Alumínio metálico (AP/Óleo de Mamona/Al/Mg/B).

O Ácido Ricinoleico ($C_{18}H_{34}O_3$), apresentado na Fig. 1, foi considerado devido a sua prevalência no Óleo de Mamona (cerca de 90%) a fim de simplificar a simulação [11].

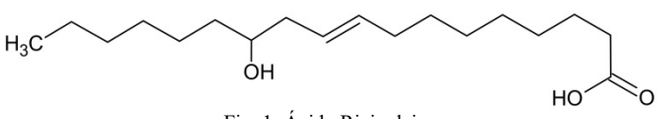


Fig. 1. Ácido Ricinoleico

A formulação elementar equivalente para o ligante convencional HTPB foi $C_{10}H_{15,4}O_{0,07}$ [12,13]. As propriedades termodinâmicas e as fórmulas empíricas das espécies químicas utilizadas como dados de entrada na rotina computacional do NASA CEA foram extraídas de bancos de dados consolidados na literatura aeroespacial. Para o perclorato de amônio e os aditivos metálicos (B, Al, Mg), adotaram-se as entalpias padrão de formação previstas em literatura [14,15].

Demais propriedades termodinâmicas, balanço de entalpia e parâmetros de desempenho (como velocidade característica e coeficiente de empuxo) foram computados via código NASA CEA [16]. Adotou-se o modelo de equilíbrio químico congelado (*frozen composition*) que indica que as reações químicas param na "garganta" da tubeira, garantindo uma estimativa conservativa dos produtos de exaustão e do impulso específico médio ao longo do envelope de voo.

Para contornar as instabilidades numéricas e falhas de convergência matemática do *solver* nativo do CEA associadas à queima multifásica de altas frações de boro elementar e à deposição de óxidos condensados (B_2O_3), a entrada dos *cards* de dados no *deck* do *software* foi estruturada de forma desacoplada:

- A fase gasosa primária – constituída pelo ligante polimérico do óleo de mamona e pelo oxidante primário Perclorato de Amônio utilizado para a gaseificação inicial foi resolvida de forma nativa e estequiométrica dentro do balanço entálpico do código CEA.

- O aporte energético e a massa correspondente aos 33% de boro sólido foram integrados externamente ao código de dinâmica de voo através de uma função de eficiência de combustão empírica (η_{boro}) acoplada.

A função η_{boro} foi modelada utilizando uma formulação de tangente hiperbólica para capturar o comportamento assintótico da eficiência tanto no regime inibido (baixa temperatura) quanto no saturado (alta temperatura) [17] considerando ainda que a eficiência de combustão do boro é dependente da pressão da câmara de combustão. A função foi construída baseada em dados empíricos levando em consideração que a eficiência máxima foi limitada a 80% para se alinhar às perdas observadas em configurações de SFRJ desprovidas de câmaras de combustão secundárias [18–20].

Este modelo computa a reação secundária exotérmica do boro com o fluxo de ar de estagnação captado pelas entradas de ar, variando dinamicamente a pressão de câmara (*Pc*).

B. Pressão na câmara de combustão e modelo atmosférico

A pressão na câmara de combustão (*Pc*) é estimada através da avaliação da recuperação da pressão de estagnação na entrada supersônica. A transição das condições de fluxo livre para as condições de estagnação é regida pela Eq. (1), modulada por um fator de recuperação (η_r), conforme definido na Eq. (2) [21,22]:

$$P_c = P_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \eta_r \qquad (1)$$

$$\eta_r = 1.0 - 0{,}075(M-1)^{1.35} \qquad 1 < M < 5 \qquad (2)$$

A equação (2) segue a norma MIL-E-5007D para entradas supersônicas de geometria fixa. O fluido foi tratado como um gás ideal, tendo-se adotado o índice adiabático $\gamma = 1{,}4$ para refletir os graus de liberdade ativos das moléculas diatômicas (N_2, O_2) nas temperaturas pré-combustão [23].

Diferente de modelos de parametrização estática onde a pressão de câmara (*Pc*) é arbitrada como uma constante de projeto, a abordagem transiente adotada neste trabalho resolve as Equações (1) e (2) dinamicamente a cada passo de tempo (dt = 0,01 s). Sob condições nominais de cruzeiro (Mach 3,0 a 15 km de altitude), a pressão dinâmica de estagnação gerada pela entrada de ar e processada pelo modelo resulta em pressões operacionais efetivas de câmara na ordem de 2,5 a 6,5 bar. Essa oscilação impacta diretamente o cálculo da eficiência de combustão, simulando a perda de empuxo em altitudes elevadas ou durante quedas acentuadas de velocidade do interceptador.

Para levar em conta as características estocásticas e dependentes da altitude do ambiente de voo, a pressão ambiente (P_0) e a temperatura (T_0) foram calculadas dinamicamente utilizando o modelo da Atmosfera Padrão dos EUA (1976) [24].

Esse modelo discretiza a atmosfera em camadas geopotenciais, nas quais as propriedades são regidas pela equação hidrostática e pela lei dos gases perfeitos, assumindo uma taxa de variação linear da densidade na troposfera e na parte inferior da estratosfera. A determinação precisa de P_0 é fundamental, pois determina o gradiente de recuperação de pressão na entrada e as condições de equilíbrio de pressão na saída do bocal, influenciando diretamente o impulso líquido e o impulso específico ao longo das fases de ascensão e de cruzeiro do míssil.

C. Modelagem Cinemática e Cenário de Engajamento

O estado cinemático do míssil é regido pelas forças de empuxo, arrasto aerodinâmico, sustentação e gravidade, acopladas à taxa de consumo mássico do grão propelente sendo modelados em código de simulação Python que usa 2 graus de liberdade (posição x e y) – 2DOF – sendo suficiente para analisar a NEZ de forma rápida e comparativa.

O cenário tático de engajamento *Beyond Visual Range* (BVR) adota as geometrias de aspecto padronizadas pela

literatura aeroespacial, mapeando aproximações do tipo frontal (*Head-on*), de cauda (*Tail-on*) e de través (*Abeam*). O cenário de ameaça foi estruturado para impor o limite de estresse cinemático ao interceptador. O alvo executa uma manobra evasiva dividida em três fases estritas e cronológicas conforme ilustrado no cenário representado na Fig. 2 combinando manobras multifásicas e descidas rápidas em rampa (*Jinking Maneuvers*) com o mergulho tático com quebra (*Sliceback*) [1,25].

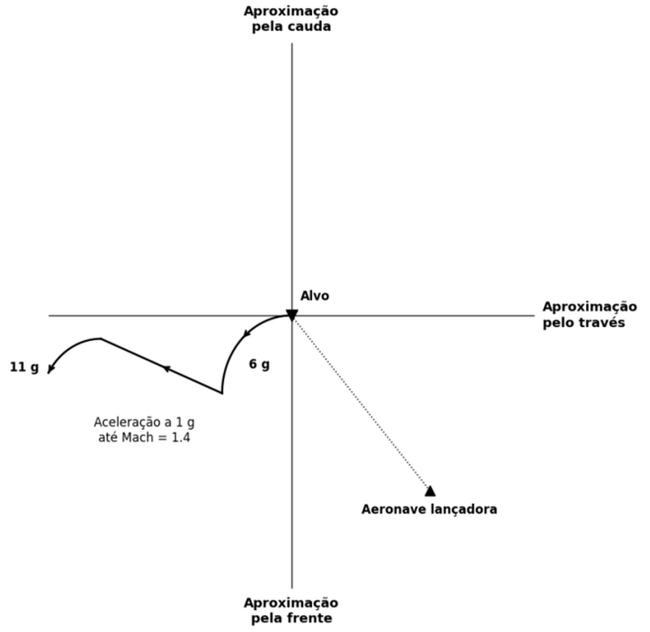


Fig. 2. Cenário de Engajamento

Fase 1 (Curva de Ruptura): No instante de detecção do disparo, o caça inicia uma curva de quebra imediata sustentando uma aceleração lateral constante de 6 g em formato de arco circular.

Fase 2 (Reta de Fuga e Aceleração): O alvo estabiliza a curva e adota uma trajetória de mergulho em rampa suave descendente, mantendo uma aceleração longitudinal de 1 g até atingir a velocidade de segurança de Mach 1,4.

Fase 3 (Quebra Terminal – *Jinking*): Na aproximação terminal (fase de *endgame*), a aeronave executa uma manobra de evasão, puxando uma carga de até 11 g para quebrar a linha de visada do fuso do míssil.

O critério de sucesso para o abatimento estipula um raio letal de 15 m a partir do CPA, associado ao fuso de proximidade por fragmentação da ogiva do míssil.

O modelo proposto de simulação combina, portanto, relações clássicas de propulsão e a teoria do fluxo compressível com formulações de resistência aerodinâmica.

D. Leis de Guiagem e Perfil de Voo (Lofting)

Para otimizar o alcance e minimizar as perdas por arrasto nas camadas mais densas da atmosfera, os interceptadores RAMJET foram programados sob uma lei de guiagem adaptativa por Navegação Proporcional Preditiva (*Predictive Proportional Navigation* – PPN), com uma constante de navegação fixada em N = 3,8 [26].

O perfil de voo divide-se em duas fases principais:

- Fase de Subida (*Lofting*): Logo após o disparo, o algoritmo injeta um viés de aceleração vertical, forçando o míssil a adotar uma trajetória parabólica acentuada em direção à alta estratosfera (ar rarefeito) [27].

- Fase Terminal (Busca Ativa): Ao atingir o ápice da parábola, o sistema remove o viés e reorienta o vetor velocidade diretamente contra a linha de visada preditiva do alvo, convertendo energia potencial gravitacional em energia cinética terminal.

E. Arquitetura de Simulação

A Fig. 3 apresenta a arquitetura da simulação, ilustrando o fluxo lógico e a cadeia física executados no solucionador iterativo baseado em Python.

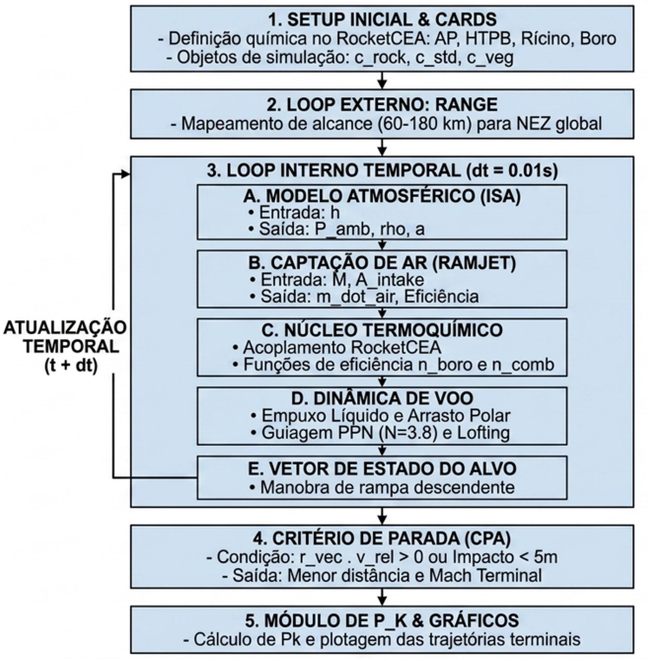


Fig. 3. Arquitetura do modelo de simulação

A estrutura proposta acopla relações clássicas de propulsão e teoria de fluxo compressível com formulações de arrasto aerodinâmico aliado a uma dinâmica de voo para explorar a NEZ dos três misseis em estudo.

III. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Os dados consolidados pelo setup indicam uma temperatura média de câmara de 2563,6K para o RAMJET Padrão (HTPB) e um salto substancial para 2889,0K no RAMJET Verde (Óleo de Mamona), refletindo em impulsos específicos médios (*Isp*) de 1077,5 s e 1132,6 s, respectivamente.

A. Análise Dinâmica de Intercepção e Desempenho Terminal

A avaliação cinemática para a distância nominal de 130 km e 15.000 m de altitude inicial apresentada na Fig. 4 expõe o colapso energético do sistema *Rocket* Sólido convencional. O motor foguete tradicional esgota sua massa propelente nas primeiras etapas de voo, forçando o projétil a realizar o restante da trajetória em regime puramente balístico. Conforme o zoom geométrico terminal ilustra na Fig. 4 (esquerda), o *rocket* cruza a linha de voo do alvo a uma distância ortogonal de 2,19 m.

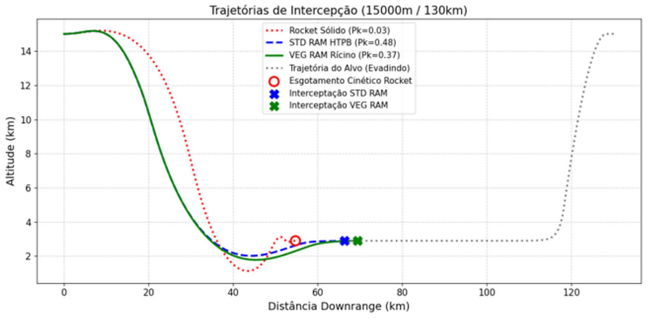


Fig. 4. Avaliação cinemática para a distância nominal de 130 km e 15 km de altitude inicial

Contudo, sua velocidade residual decaiu para Mach 0,75. Nesse regime subsônico, o ar rarefeito da alta altitude não gera pressão dinâmica suficiente nas aletas, resultando na perda total de autoridade aerodinâmica de manobra. O alvo escapa facilmente devido à sua manobra terminal de 11 g indicada na Fig. 2, classificando o desfecho do *Rocket* como Esgotamento Cinético (*Pkill* = 0,03).

Entretanto, os RAMJETS preservam estados supersônicos de energia. O RAMJET Padrão intercepta o alvo a Mach 3,22 com um erro terminal de 2,7 m ao passo que o RAMJET Vegetal atinge uma velocidade terminal de Mach 3,70, registrando um Ponto de Máxima Aproximação de 12,0 m.

B. Mapeamento de Letalidade e Envelope de Engajamento

O mapa global de *No-Escape Zones* apresentado na Fig. 5 revela uma descontinuidade crítica. Observa-se que entre os alcances de 60 km e 70 km, a probabilidade de abate (*Pkill*) cai para zero em ambas as configurações de RAMJET. Essa "zona cega" é explicada pela física do acoplamento cinemático: em distâncias curtas, o tempo de voo disponível é comprimido de tal forma que o míssil é pego no meio de sua parábola ascendente de *lofting*. O interceptador não possui tempo hábil para reorientar seu vetor de sustentação contra a rampa descendente rápida iniciada pelo caça (Fase 2 do Alvo), cruzando o espaço acima da ameaça sem conseguir engajá-la.

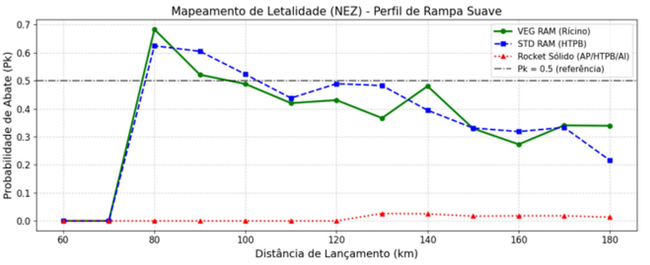


Fig. 5. Mapa global de *No-Escape Zones*

A Tabela 1 a seguir apresenta todos os valores de *Pkill* obtidos em simulação para as três configurações de misseis no cenário de engajamento proposto obtida a partir do mapeamento de letalidade apresentado na Fig. 5 e que constrói o envelope de engajamento.

Tabela 1 Valores de *Pkill* para o envelope de engajamento

Distância (km)	***Pkill Rocket***	***Pkill (Ramjet Padrão)***	***PKill (RAMJET Verde)***
60	0,00	0,00	0,00
70	0,00	0,00	0,00
80	0,00	0,62	0,68
90	0,00	0,61	0,52
100	0,00	0,52	0,49
110	0,00	0,44	0,42
120	0,00	0,49	0,43
130	0,03	0,48	0,37
140	0,03	0,39	0,48
150	0,02	0,33	0,33
160	0,02	0,32	0,27
170	0,02	0,33	0,34
180	0,01	0,22	0,34

Como se pode observar, nas franjas extremas do envelope (140 a 180 km), a superioridade termo física da formulação verde rica em boro torna-se dominante. Sob o efeito do arrasto aerodinâmico cumulativo de longo alcance, a velocidade do RAMJET Padrão decai de forma acentuada, contraindo sua NEZ útil para um *Pkill* marginal de 0,22 a 180 km. O RAMJET Verde resiste à exaustão cinética e preserva uma capacidade de manobra letal com *Pkill* = 0,34 no limite máximo de alcance.

C. Correlação entre o Resultado Operacional e a Combustão

Os ganhos operacionais mapeados nas Fig. 4 e 5 correlacionam-se com as características microquímicas da combustão.

A temperatura da câmara de combustão no míssil RAMJET a base de óleo de mamona foi de 2889,0K frente a 2563,6K do RAMJET a base de HTPB (um salto térmico de mais de 325K) e o impulso específico (*Isp*) saltou de 1077,5 s e 1132,6 s ao alterar o *binder* de HTPB para óleo de mamona.

Essa vantagem energética pode ser explicada pela estrutura molecular do ligante baseado em óleo de mamona ($C_{18}H_{34}O_3$) que desempenha um papel cinético importante. Vale ressaltar que os dados obtidos de *Isp* em simulação encontram-se alinhados com aqueles apresentados na literatura que indicam valores teóricos da ordem de 1000 s a

um *Isp* máximo experimental de 2132 s sob condições específicas de voo [28].

A presença de oxigênio intrínseco na cadeia do ácido ricinoleico altera o perfil de pirólise no grão, gerando fragmentos gasosos de menor peso molecular o que reduz a formação de resíduos carbonáceos pesados (*char*) na superfície de queima. Essa gaseificação limpa atua em sinergia com o fluxo de ar, acelerando a taxa de mistura e mitigando o atraso de ignição típico das partículas de boro metálico [18,29].

Em oposição, no combustível que tem como base o *binder* de HTPB, a pirólise do ligante gera um resíduo carbonoso espesso que aprisiona as partículas de boro, limitando o contato com o fluxo de ar comburente o que prejudica a eficiência de combustão do boro [30,31].

O resultado, ao menos em teoria, é uma eficiência de queima sustentada mesmo sob baixas pressões dinâmicas de câmara em altitudes elevadas, traduzindo-se diretamente na persistência supersônica terminal observada nas simulações.

IV. OBSERVAÇÕES FINAIS

Este trabalho investigou de forma integrada o impacto cinemático de um propelente RAMJET ecologicamente sustentável enriquecido com boro frente às soluções aeroespaciais convencionais. Os resultados dinâmicos comprovaram que a formulação baseada em óleo de mamona expande as fronteiras da *No-Escape Zone* (NEZ) em engajamentos de longo alcance (140 a 180 km). Enquanto o envelope do HTPB padrão sofre contração por fadiga cinética aerodinâmica a 180 km (*Pkill* = 0,22), o sistema verde preserva autoridade aerodinâmica de manobra a Mach 3,70, sustentando um *Pkill* estável de 0,34.

A modelagem acoplada via NASA CEA e dinâmica 2DOF revelou ainda a existência de "pontos cegos" locais de letalidade em alcances curtos (60 a 70 km). Esse fenômeno expõe as limitações geométricas intrínsecas impostas por leis rígidas de subida em *lofting* contra ameaças em rampa descendente agressiva, atestando a importância do desenvolvimento de simulações integradas em substituição aos diagramas polares idealizados da literatura técnica.

Conclui-se, portanto, que a transição para matrizes energéticas eco-sustentáveis não apenas atende aos modernos critérios de apelo ecológico, mas pode se apresentar como uma alternativa viável para substituição de *binders* derivados de petróleo na indústria de propulsão aeroespacial de alto desempenho.

Trabalhos futuros podem incluir testes de queima em bancada com vistas a validar os valores de *Isp* e temperatura de combustão obtida em simulação para as formulações propostas e, adicionalmente, evoluir a simulação de um modelo 2DOF para um modelo 3DOF para garantir maior robustez para avaliação da autoridade aerodinâmica terminal e *Pkill*.

REFERÊNCIAS

[1] Straight, G. E., “An Open Loop Missile Evasion Algorithm for Fighters.”

[2] Palumbo, N. F., Reardon, B. E., and Blauwkamp, R. A., “Integrated Guidance and Control for Homing Missiles.”

[3] Ünal, D., Koç, İ. M., Aksen, U., and Şen, O. T., “A Generic Interacting Multiple Model Approach for Ballistic Missile Threat Tracking Without Prior Missile Information,” *IFAC-PapersOnLine*, Vol. 59, No. 30, 2025, pp. 49–54. https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2025.12.211

[4] Dobrei, A. J., “A Kinematic Upgrade to an Infrared Air-to-Air Missile Using Dual- Interrupted-Thrust Technology and Its Effect on Lethality.”

[5] Mandal, S., Hashim, S. A., Roy, A., and Karmakar, S., “A Short Review of Challenges and Prospects of Boron-Laden Solid Fuels for Ramjet Applications,” *FirePhysChem*, Vol. 3, No. 3, 2023, pp. 179–200. https://doi.org/10.1016/j.fpc.2023.06.001

[6] Fry, R. S., “A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 1, 2004, pp. 27–58. https://doi.org/10.2514/1.9178

[7] Quagliano Amado, J. C., Ross, P. G., Mattos Silva Murakami, L., and Narciso Dutra, J. C., “Properties of Hydroxyl-Terminal Polybutadiene (HTPB) and Its Use as a Liner and Binder for Composite Propellants: A Review of Recent Advances,” *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 47, No. 5, 2022, p. e202100283. https://doi.org/10.1002/prep.202100283

[8] Mutlu, H., and Meier, M. A. R., “Castor Oil as a Renewable Resource for the Chemical Industry,” *European Journal of Lipid Science and Technology*, Vol. 112, No. 1, 2010, pp. 10–30. https://doi.org/10.1002/ejlt.200900138

[9] Liu, Y., Wang, Y., Liu, Y., Zhao, B., Liu, W., Yan, Q., and Fu, X., “High Calorific Values Boron Powder: Ignition and Combustion Mechanism, Surface Modification Strategies and Properties,” *Molecules*, Vol. 28, No. 7, 2023, p. 3209. https://doi.org/10.3390/molecules28073209

[10] Liu, J., Liang, D., Xiao, J., Chen, B., Zhang, Ya., Zhou, J., and Cen, K., “Composition and Characteristics of Primary Combustion Products of Boron-Based Propellants,” *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, Vol. 53, No. 1, 2017, pp. 55–64. https://doi.org/10.1134/S0010508217010099

[11] Lima, J. E. S., “Estudo de Uma Matriz Polimérica (‘ Binder’) Modificada Por Óleo de Mamona Potencialmente Aplicável Em Formulações de Combustíveis Sólidos.,” 2007.

[12] Kubota, N., “Propellants and Explosives: Thermochemical Aspects of Combustion,” Wiley-VCH, Weinheim, 2007.

[13] Shafeeuulla Khan, M. A., Dey, A., Athar, J., and Sikder, A. K., “Calculation of Enthalpies of Formation and Band Gaps of Polymeric Binders,” *RSC Adv.*, Vol. 4, No. 62, 2014, pp. 32840–32846. https://doi.org/10.1039/C4RA02847C

[14] Amador, P., Martínez, E., Sánchez-Daza, O., and Flores, H., “Energies of Combustion and Standard Molar Enthalpies of Formation of Ricinoleic Acid and Methyl Ricinoleate,” *The Journal of Chemical Thermodynamics*, Vol. 50, 2012, pp. 15–18. https://doi.org/10.1016/j.jct.2012.02.006

[15] Cox, J. D., Wagman, D. D., and Medvedev, V. A., Eds., “CODATA Key Values for Thermodynamics,” Hemisphere Pub. Corp, New York, 1989.

[16] Gordon, S., McBride, B., and Zeleznik, F. J., “Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications. Supplement 1: Transport Properties,” 1984.

[17] Natan, B., and Gany, A., “Combustion Characteristics of a Boron-Fueled Solid Fuel Ramjet with Aft-Burner,” *Journal of Propulsion*

and Power, Vol. 9, No. 5, 1993, pp. 694–701. https://doi.org/10.2514/3.23677

[18] King, M. K., "Boron Ignition and Combustion in Air-Augmented Rocket Afterburners," *Combustion Science and Technology*, Vol. 5, No. 1, 1972, pp. 155–164. https://doi.org/10.1080/00102207208952516

[19] Yeh, C. L., and Kuo, K. K., "IGNITION AND COMBUSTION OF BORON PARTICLES."

[20] Gany, A., "COMBUSTION OF BORON-CONTAINING FUELS IN SOLID FUEL RAMJETS," *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, Vol. 2, Nos. 1–6, 1991, pp. 91–112. https://doi.org/10.1615/IntJEnergeticMaterialsChemProp.v2.i1-6.40

[21] Anderson, J. D., "Fundamentals of Aerodynamics."

[22] Sutton, G. P., and Biblarz, O., "Rocket Propulsion Elements."

[23] Moran, M. J., and Shapiro, H. N., "Fundamentals of Engineering Thermodynamics," John Wiley & Sons Inc, Chichester, England, 2006.

[24] "U.S. Standard Atmosphere, 1976."

[25] Moerel, L., Calzone, R., Halswijk, W., Lauzon, M., Van Der Horst, R., and Stowe, R., "Performance Simulations of a Rocket- and a Ramjet Air-to-Air Missile," presented at the AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, 2001. https://doi.org/10.2514/6.2001-4412

[26] Hodžic, M., and Prljac˘a, N., "Performance Analysis of Proportional Navigation, Neoclassical and Pseudoclassical Guidance Methods on a 6DOF Missile Model."

[27] Zarchan, P., "Tactical and Strategic Missile Guidance," American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Va, 1997.

[28] Mandal, S., Hashim, S. A., Roy, A., and Karmakar, S., "A Short Review of Challenges and Prospects of Boron-Laden Solid Fuels for Ramjet Applications," *FirePhysChem*, Vol. 3, No. 3, 2023, pp. 179–200. https://doi.org/10.1016/j.fpc.2023.06.001

[29] Shen, Y., "Chars as Carbonaceous Adsorbents/Catalysts for Tar Elimination during Biomass Pyrolysis or Gasification," *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, Vol. 43, 2015, pp. 281–295. https://doi.org/10.1016/j.rser.2014.11.061

[30] Han, L., Wang, R., Chen, W., Wang, Z., Zhu, X., and Huang, T., "Preparation and Combustion Mechanism of Boron-Based High-Energy Fuels," *Catalysts*, Vol. 13, No. 2, 2023, p. 378. https://doi.org/10.3390/catal13020378

[31] Krishnan, S., and George, P., "SOLID FUEL RAMJET COMBUSTOR DESIGN," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 34, Nos. 3–4, 1998, pp. 219–256. https://doi.org/10.1016/S0376-0421(98)00005-0