

Simulação Computacional da Queima de um Grão *Base Bleed* (PBLH – Polibutadieno Líquido Hidroxilado e AP – Perclorato de Amônio) empregado em Munição de Artilharia Moderna

Conrado Couto Lara Ferreira, José Atílio Fritz Fidel Rocco
Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), São José dos Campos/SP – Brasil

Resumo – Atualmente, a unidade *base bleed* é a resposta para a munição de artilharia moderna em termos de alcance estendido de projéteis de grande calibre. O grão *base bleed*, um grão propelente sólido compósito (SCP) formulado a base de AP/HTPB (Perclorato de Amônio e Polibutadieno Líquido Hidroxilado), é semelhante aos SCP usados em motores-foguete a propelente sólido compósito. Devido à complexidade e importância, esse trabalho objetiva contribuir para o entendimento do mecanismo de combustão desse tipo de grão propelente por meio de simulações computacionais envolvendo cinética química – uma importante ferramenta para economia de recursos e otimização – do processo de queima do grão com uma estrutura de chama do tipo pré-misturada no *software* Chemkin.

Palavras-Chave – propelentes; *base bleed*; Chemkin.

I. INTRODUÇÃO

O aumento do alcance dos projéteis de artilharia é uma necessidade básica de todos os exércitos modernos, uma vez que permite neutralizar alvos inimigos a distâncias mais longas ao mesmo tempo em que se resguarda dos fogos de contrabateria [1]-[3].

Existem muitos métodos para estender o alcance do projétil que podem estar relacionados à arma ou ao próprio projétil [3]. Contudo, as soluções relativas à Balística Interna geralmente requerem modificações nos sistemas de armas existentes ou na operação desses [1], acarretando a obsolescência de equipamentos ou aumento nos custos de operação. Dessa forma, a alternativa por modificar parâmetros balísticos inerentes aos projéteis, atinentes à sua Balística Externa, torna-se mais atrativa e viável sob o ponto de vista técnico.

A. Unidade *Base Bleed*

Buscando o aumento de alcance, novas técnicas têm sido empregadas por alguns sistemas de artilharia e morteiros, com especial destaque para os métodos de propulsão auxiliares aplicados especificamente às munições de tais sistemas [4].

O método auxiliar de propulsão de projéteis de artilharia empregado atualmente baseia-se na queima lenta de uma carga na base do projétil, cujo conceito é conhecido como queima de base (*base burn*) ou *base bleed* (BB).

No caso de uma munição de artilharia, o parâmetro que tem grande impacto em seu alcance é o arrasto imposto pelo ar, especialmente o arrasto de base (ou de forma ou de esteira), sendo responsável por cerca de 50% da resistência total imposta ao movimento da munição [3], [5]-[13].

Nesse tipo de arrasto, há o surgimento de vórtices e

turbulência em uma zona de recirculação do fluido causados pelo descolamento da camada limite de ar na região posterior do projétil. Esses vórtices geram uma baixa pressão na base da munição, geralmente menor do que na ogiva, cuja diferença é, simplificadamente, responsável pelo arrasto de base [8], [9], [14].

Uma das formas de se reduzir o arrasto de base é através do uso de uma unidade *base bleed* (*base bleed unit* – BBU): dispositivo montado na base da munição contendo um grão propelente sólido baseado em materiais energéticos (grão *base bleed*) que atua como um gerador de gases quentes subsônicos (produtos da combustão do grão *base bleed*) que preenchem a zona de subpressão no campo de fluxo na esteira do projétil, aumentando a pressão na base do corpo, com o objetivo de diminuir o gradiente existente entre a ogiva e a base, com consequente aumento de alcance [4]-[11].

B. Grão *Base Bleed*

Como descrito, a função da unidade *base bleed* (BBU) é aumentar o alcance do projétil pela redução do arrasto de base através da injeção de gases quentes a baixas velocidades na esteira do escoamento, resultantes da combustão do grão.

Para aplicações de natureza militar, propelentes sólidos têm a vantagem de apresentarem boa versatilidade devido à sua segurança, confiabilidade, simplicidade, longa vida de armazenamento e fácil manuseio [11], [13], [15].

Os propelentes sólidos compósitos (*composite solid propellants* – CSP) são essencialmente constituídos por um combustível, ou ligante (*binder*) – matriz ou base polimérica que aglutina as partículas energéticas responsável pelas propriedades físicas e mecânicas do grão [15], [16] – e um oxidante sólido que atua como uma carga sólida dispersa na matriz (*binder*) [15].

O polibutadieno líquido hidroxilado (PBLH) ou *hydroxyl terminated polybutadiene* (HTPB) é um pré-polímero de cadeia longa e alta massa molecular, quimicamente inativo [17] que forma matrizes poliméricas regularmente distribuídas por meio de reações de reticulação, amplamente usado em formulações de propelentes sólidos compósitos modernos [16], considerado o melhor aglutinante (*binder*) para a obtenção de alto desempenho de combustão, com propriedades mecânicas especialmente adequadas [15], [16].

O perclorato de amônio, NH_4ClO_4 (AP), é o oxidante inorgânico mais amplamente utilizado em formulações de propelentes sólidos compósitos [11], [15], [18]. Trata-se de um sólido branco cristalino, de estrutura ortorrômbica a temperatura ambiente, cuja transição da fase cristalina para

estrutura cúbica ocorre quando atinge uma temperatura de cerca de 513 K, mudança que pode afetar o processo de decomposição. É um oxidante que apresenta fração de massa de oxigênio igual a 0,545, é relativamente estável em termos de sensibilidade de choques mecânicos. [11], [18], alto teor de oxigênio, compatibilidade com ligantes poliméricos, baixo calor de formação, estabilidade térmica, segurança de manuseio, longa vida de armazenamento e disponibilidade, tendo quase todas as qualidades para se caracterizar como um oxidante universal nestas formulações [11].

O AP é empregado nestas formulações a várias décadas tendo um histórico de resultados que o habilita a ser considerado o melhor oxidante nestas aplicações [11], [15].

O grão *base bleed* mais comumente utilizado em projéteis de artilharia é tradicionalmente composto por uma mistura de AP/HTPB [3], [9], [13], [19], com a possibilidade de adição de outros ingredientes com o objetivo de aumentar a qualidade balística do grão [3].

II. METODOLOGIA

A. Mecanismo de Queima

De modo geral, o comportamento balístico de um propelente sólido compósito é influenciado por sua velocidade de queima [20]. Mais especificamente, grãos *base bleed* tem sua composição direcionada para a obtenção de propelentes com altas propriedades mecânicas e baixa velocidade de queima variando de 0,9 a 1,5 mm/s adaptando-se à finalidade de redução do arrasto de base pelo aumento da pressão na região da esteira do projétil [2].

A velocidade de queima é definida como a taxa linear de regressão do propelente, em camadas paralelas, em uma direção perpendicular à própria superfície. Em outras palavras, a velocidade de queima é definida como a distância percorrida pela frente da chama por unidade de tempo perpendicular à superfície livre do grão propelente, em uma pressão e temperatura definidas [15], [20]. Os parâmetros que afetam a velocidade de queima são a pressão na câmara de combustão, a temperatura inicial do grão propelente, a composição do propelente, a distribuição de tamanho da partícula do oxidante e a queima erosiva [20].

Além disso, a combustão do grão *base bleed* baseado no AP/HTPB envolve uma série de processos físico-químicos, incluindo: pré-aquecimento da superfície do grão, decomposição térmica e transição de fase condensada; e reações de múltiplos estágios na fase gasosa.

Uma vez que o oxidante e o *binder* não estão quimicamente ligados, as características de combustão do AP e do HTPB podem ser examinadas separadamente para facilitar a construção de um modelo integrado para a combustão geral do grão que, na sua essência, pode ser assemelhado ao grão propelente sólido compósito empregado em motores-foguete sólidos.

B. Combustão do AP como Monopropelente

O processo de combustão do monopropelente baseado no AP foi extensivamente estudada no passado [21]. O cristal de AP passa primeiramente por uma transição de fase cristalina, de uma estrutura ortorrômbica para uma estrutura cúbica a 513 K. Como o aumento da temperatura pela queima, a estrutura do cristal torna-se instável e funde em torno de 830 K. A

degradação térmica do AP ocorre a esta temperatura, resultando em uma fina camada superficial de reação, respondendo por 70% do consumo do cristal de AP e criando os gases de combustão, em particular O_2 [22].

Os 30% restantes sofrem uma sublimação dissociativa de equilíbrio altamente endotérmico por meio de uma transferência de prótons produzindo amônio gasoso (NH_3) e ácido perclórico ($HClO_4$). As espécies assim geradas posteriormente passam por uma sequência de reações em cadeia para formar uma chama pré-misturada muito próxima à superfície [22], gerando espécies químicas tais como O_2 , NO e N_2O que atuam como oxidantes nas reações de fase gasosa [17].

C. Pirólise do HTPB (*binder*)

Referência [23] identificou que a pirólise (decomposição térmica) do HTPB é altamente dependente da razão de aquecimento ao qual o material está submetido. Em baixas razões de aquecimento (menos de 100 K/min), a pirólise ocorre por meio de um mecanismo cinético de dois estágios. A primeira fase é endotérmica [17] e envolve despolimerização endotérmica da cadeia molecular, formando monômero butadieno, ciclopenteno, 1,3-ciclohexadieno e 4-vinilciclohexeno como os principais produtos gasosos. Estudos de química analítica, por análise termogravimétrica (TGA), mostram uma perda de massa de 10 a 15% durante este estágio.

O segundo estágio é um processo exotérmico [17] no qual o resíduo restante é ciclicamente, reticulado e sofre degradação adicional. Com razões de aquecimento mais altas do que 100 K/min, prevalece a primeira fase, sendo a implantação o principal processo de degradação [24].

D. Combustão do Propelente Compósito a Base de AP/HTPB

Três considerações são impostas para uma formulação de propelente compósito do tipo AP/HTPB: a proporção em massa do AP é muito maior do que o do HTPB na formulação do grão propelente; o monopropelente AP é altamente reativo e pode sustentar as reações exotérmicas sem a presença de qualquer *binder* (aglutinante) empregada na formulação; e o tamanho das partículas de AP desempenha um papel decisivo em regular o comportamento de combustão do propelente compósito.

A degradação do AP é, portanto, considerada como o fator de controle cinético na modelagem da fase condensada. Supõe-se que o HTPB influencia a combustão apenas por meio da participação de seus produtos de degradação nas reações da fase gasosa. Consequentemente, a modelagem de fase condensada é conduzida exclusivamente pelo AP, e a taxa de regressão do HTPB é determinada pelo balanço geral de energia.

E. Modelagem do Escoamento

Muitos queimadores utilizados em sistemas complexos reais, como motores a combustão interna e propelentes instalados nas câmaras de combustão de motores-foguete, assim como na unidade *base-bleed*, dependem da propagação de chamas pré-misturadas laminares estabilizadas pelo queimador. Além disso, as características unidimensionais e de estabilidade dessas chamas facilitam medições

experimentais detalhadas de perfis de temperatura e espécies, sendo, portanto, bem difundidas no estudo de cinética química em ambientes de combustão.

Nesse trabalho, foram empregados métodos implícitos de diferenças finitas e uma combinação de métodos dependentes do tempo e de estado estacionário a fim de resolver o conjunto de equações governantes que descrevem a dinâmica da chama.

Ademais, diante do desconhecimento de um perfil de temperatura (normalmente obtido experimentalmente), admitiu-se que as perdas de calor eram desprezíveis e o perfil supracitado foi obtido através da resolução da equação de conservação de energia nas várias fases da queima

Assumindo que o escoamento é unidimensional com condições uniformes de entrada, propagação constante e isobárica, as equações de conservação governantes (1)-(4) do problema são:

$$\dot{M} = \rho uA \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \dot{M} \frac{dT}{dx} - \frac{1}{c_p} \frac{d}{dx} \left(\lambda A \frac{dT}{dx} \right) + \frac{A}{c_p} \sum_{k=1}^{K_g} \rho Y_k V_k c_{pk} \frac{dT}{dx} \\ + \frac{A}{c_p} \sum_{k=1}^{K_g} \dot{\omega}_k h_k W_k + \frac{A}{c_p} \dot{Q}_{rad} = 0 \end{aligned} \quad (2)$$

$$\dot{M} \frac{dY_k}{dx} + \frac{d}{dx} (\rho A Y_k V_k) - A \dot{\omega}_k W_k = 0 \quad (k = 1, \dots, K_g) \quad (3)$$

$$\rho = \frac{P \bar{W}}{RT} \quad (4)$$

Onde x é a coordenada espacial; \dot{M} a vazão mássica; T a temperatura; Y_k a fração de massa da k -ésima espécie em um total de K_g espécies gasosas; P a pressão; u a velocidade da mistura fluida; ρ a densidade mássica; W_k o peso molecular da k -ésima espécie; \bar{W} o peso molecular médio da mistura; R a constante universal dos gases; λ a condutividade térmica da mistura; c_p a capacidade calorífica da mistura a pressão constante; c_{pk} a capacidade calorífica da k -ésima espécie a pressão constante; $\dot{\omega}_k$ a taxa molar de produção por reação química da k -ésima espécie por unidade de volume; h_k a entalpia específica da k -ésima espécie; V_k a velocidade de difusão da k -ésima espécie; \dot{Q}_{rad} a perda de calor devido à radiação; e A a área da seção reta de corrente do tubo que envolve a chama normalizada pela área do queimador que, por padrão, foi considerada constante e unitária.

Foi considerado ainda que cada reação ocorre segundo a lei de ação das massas e de acordo com a constante de velocidade de cada reação direta, k_f , na equação de Arrhenius (5) apresentada a seguir:

$$k_f = AT^\beta \exp\left(-\frac{E_A}{RT}\right) \quad (5)$$

Onde A é o fator pré-exponencial; β o expoente de temperatura; e E_A a energia de ativação específicos para cada reação elementar considerada no mecanismo cinético.

Além das taxas de reação química descritas por (5), as propriedades de transporte das espécies (condutividades térmicas e coeficientes de difusão) foram considerados com uso dos potenciais de Stockmayer dados por [25].

A avaliação dessas propriedades seguiu a abordagem multicomponente de acordo o método descrito por [26], no qual os coeficientes de difusão multicomponentes são calculados através da solução de um sistema de equações envolvendo os coeficientes de difusão binários, as frações molares das espécies e as propriedades termodinâmicas e moleculares das espécies.

Essa decisão deu-se pelo fato de que o uso da metodologia multicomponente gerar resultados mais precisos que uma abordagem de média de mistura, haja vista que, no problema proposto, os efeitos de difusão térmica são bem relevantes.

F. Condições de Contorno

Para o modelo proposto, assumiu-se que \dot{M} é uma constante conhecida e que a temperatura e o fluxo de frações mássicas são especificados na fronteira fria, e que os gradientes de dissipação são impostos na fronteira quente.

Dessa forma, a temperatura e o fluxo de frações mássicas foram especificados pela solução de (8) e (9).

$$\varepsilon_{k,1} - Y_{k,1} - \left(\frac{\rho A Y_k V_k}{\dot{M}} \right)_{j=1\frac{1}{2}} = 0 \quad (6)$$

$$T_1 - T_b = 0 \quad (7)$$

Onde, $\varepsilon_{k,1}$ é a fração de reagente na entrada da k -ésima espécie; $Y_{k,1}$ a fração de massa na entrada da k -ésima espécie; Y_k e V_k são a fração de massa e a velocidade de difusão da k -ésima espécie na divisão $j = 1\frac{1}{2}$, respectivamente; T_1 a temperatura de queima na entrada; e T_b a temperatura de queima especificada.

Na fronteira quente, os gradientes de dissipação são definidos por (8) e (9).

$$\frac{Y_{k,J} - Y_{k,J-1}}{X_J - X_{J-1}} = 0 \quad (8)$$

$$\frac{T_J - T_{J-1}}{X_J - X_{J-1}} = 0 \quad (9)$$

Onde, $Y_{k,J}$ e $Y_{k,J-1}$ são as frações de massa da k -ésima espécie na saída e no ponto anterior, respectivamente; X_J e X_{J-1} são as frações molares na fronteira quente e no ponto anterior, respectivamente; e T_J e T_{J-1} são as temperaturas na fronteira quente e no ponto anterior, respectivamente

III. RESULTADOS E DISCUSSÃO

Os resultados de simulação computacional foram gerados ao se empregar o *software* denominado Ansys Chemkin Pro que possui em sua estrutura diversos modelos de reatores de combustão e que englobam todos os fatores cinéticos e termodinâmicos, além de fatores de fenômenos de transporte contidos em suas bases de dados (*data file*). Mais especificamente, foi utilizado o módulo PREMIX que discretiza o conjunto de equações de (1) a (4) por aproximações por diferenças finitas em uma malha computacional não uniforme.

No procedimento de solução numérica o código implementado no *software* adota uma malha inicial grosseira

que é incrementada com a adição de novos pontos em regiões onde o a solução inicial ou seus gradientes mudam rapidamente [27].

Em seguida, uma solução para essa nova malha é obtida através da interpolação da solução inicial (malha mais grosseira), iteração que ocorre até que nenhum novo ponto seja necessário ser acrescido à malha anterior, de acordo com os critérios de convergência estabelecidos inicialmente [27].

Para o problema simulado a solução convergiu ao ser empregada uma malha unidimensional com 399 pontos.

Além disso, de [28] foram extraídos os dados necessários para compilação do arquivo de cinética da fase gasosa (*gas-phase kinetics file*), o arquivo de dados termodinâmicos (*thermodynamics data file*) e o arquivo de dados de transporte de fase gasosa (*gas transport data file*), que compuseram o conjunto de dados químicos (*chemistry set*) que forneceu ao *software* as informações acerca dos coeficientes de (5); dos coeficientes de difusão e condutividade térmicas; e dos coeficientes polinomiais das capacidades caloríficas específicas a pressão constante de cada espécie, respectivamente.

Trata-se de um mecanismo de cinética química de taxa finita e fase gasosa, desenvolvido pelo Laboratório de Pesquisa do Exército Americano, para representar a química de combustão associada à deflagração de propelentes compostos de AP/HTPB, reduzido a partir de outro mecanismo com 2.627 (duas mil, seiscentas e vinte e sete) reações elementares e 637 (seiscentas e trinta e sete) espécies [28].

Ademais, o valor da pressão de 1,05 atm foi escolhido com base nos valores de pressão encontrados (aproximadamente constantes) no interior de uma BBU em experimentos realizados em teste estático sob condições ambientes por [1], e a temperatura inicial da superfície de queima do grão propelente foi definida em 1.200 K [18].

Por fim, definiu-se as quantidades de espécies reagentes nas proporções em massa de 70% de perclorato de amônia (AP), NH_4ClO_4 , com 30% de R45M, hidrocarboneto $\text{C}_{20}\text{H}_{32}$ considerado como subproduto da pirólise do *binder* HTPB com a mesma proporção de butadieno cis/trans/vinil [18].

A TABELA I apresenta as principais espécies presentes na chama pré-mistura após o regime permanente ter sido alcançado.

TABELA I. CONCENTRAÇÕES DOS PRINCIPAIS PRODUTOS

Espécies	Concentração Molar	Espécies	Concentração Molar
H_2O	0,3223	$\text{C}_{15}\text{H}_{23}$	0,0330
HCl	0,1553	C_5H_7	0,0263
N_2	0,0770	Cl	0,0242
ClHO_3	0,0765	CO	0,0216
CO_2	0,0637	C_2H_2	0,0178
O_2	0,0609	ClO_3	0,0108
NO	0,0494	Cl_2	0,0092
OH	0,0331	O	0,0072

Foram consideradas apenas as espécies que apresentaram uma concentração molar representativa, sendo as demais espécies assumidas como intermediárias do processo de combustão pois, quando somadas, representam cerca de 1% da estrutura da chama (em composição molar).

Ainda é de extrema relevância e interesse, o levantamento do perfil de temperatura da chama, que pode ser observado na Fig. 1.

O perfil de temperatura obtido na Fig. 1 indica um rápido aumento nos valores de temperatura da chama nas regiões próximas à superfície de queima do propelente, que tendem a

um comportamento assintótico conforme essa distância aumenta, atingindo um valor máximo de aproximadamente 2.650 K.

Essa característica (rápida elevação da temperatura próxima à superfície de queima) é justificada pelo fato de que as principais reações acontecem nessa região, com alta liberação de energia na forma de calor (reações exotérmicas).

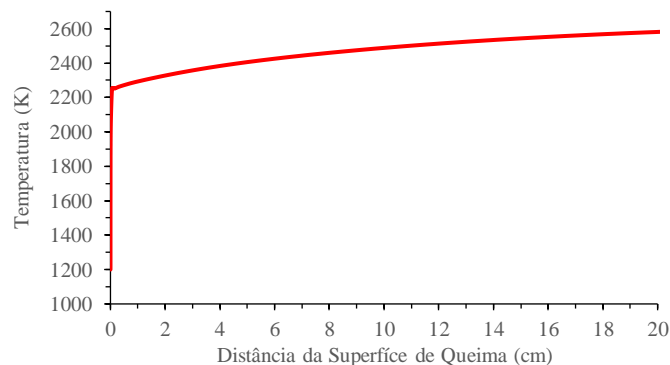


Fig. 1. Perfil de temperatura da chama

IV. CONCLUSÃO

O trabalho permitiu aumentar o entendimento e compreensão da físico-química relacionada ao grão propelente *base bleed*, em particular ao mecanismo cinético reacional que envolve a combustão do propelente sólido baseado no AP/HTPB em condições de operação de uma unidade *base bleed*.

Os resultados descrevem a estrutura da chama laminar pré-mistura estabilizada pelo queimador para uma mistura inicial de 30% de AP e 70% de HTPB, em massa, ao definir as espécies químicas geradas e consumidas em diferentes distâncias da superfície de queima, bem como a variação da temperatura no domínio fluido-computacional.

Não obstante, os resultados apresentados assemelham-se aos disponíveis na literatura, em particular, o perfil de temperatura da chama pré-misturada apresentada por [18].

Por fim, sugere-se para os próximos trabalhos utilizando o mesmo *software*, a tentativa de simulação de um *cluster* de reatores formados por um reator PFR inicializado por um reator PreMix a fim de aproximar-se da realidade do fenômeno no interior da câmara da unidade *base bleed* e refinar a solução final ao adicionar o efeito espacial ao longo da câmara de combustão (cilíndrica) da unidade *base bleed*.

REFERÊNCIAS

- [1] Z. Jelic, "Optimisation of design parameters for modular range enhanced projectile," 10-Aug-2016. Available: <https://dspace.lib Cranfield.ac.uk/handle/1826/10260>.
- [2] E. M. Youssef, T. Elshenawy, H. E. Mostafa, M. Radwan, and A. Elbeih, "Optimization of low signature base bleed propellant formulations," IOP Conf. Ser. Mater. Sci. Eng., vol. 610, no. 1, p. 012003, Sep. 2019, doi: 10.1088/1757-899x/610/1/012003.
- [3] A. Mukhtar and H. Nasir, "Comparative closed vessel firing-ballistic parameters evaluation for development of base bleed composite solid propellant," Eng. Technol. Appl. Sci. Res., vol. 8, no. 6, pp. 3545–3549, Dec. 2018, doi: 10.48084/etasr.2370.
- [4] International Committee of the Red Cross, "Indirect fire: a technical analysis of the employment, accuracy and effects of indirect-fire artillery weapons," Int. Comm. of the Red Cross, 07-Feb-2017. Available:

- <https://www.icrc.org/en/document/indirect-fire-technical-analysis-employment-accuracy-and-effects-indirect-fire-artillery>
- [5] S. Serdarevic-Kadic and J. Terzic, "Preliminary design method for base bleed unit," in *DAAAM Int. Sci. B.* 2019, DAAAM Int., Vienna, 2019, pp. 055–070 Available: <http://dx.doi.org/10.2507/daaam.scibook.2019.05>.
- [6] S. Pašagić, "Investigation of pyrotechnic charges for base bleed projectiles," *Sci. Tech. Rev.*, vol. 61, no. 3–4, pp. 56–62.
- [7] H. Bournot, E. Daniel, and R. Cayzac, "Improvements of the base bleed effect using reactive particles," *Int. J. Therm. Sci.*, vol. 45, no. 11, pp. 1052–1065, Nov. 2006, doi: 10.1016/j.ijthermalsci.2006.01.018.
- [8] M. F. Lemos, "Development of national base bleed propellant grain applied for extended range ammunition: desenvolvimento de grão propelente base bleed nacional para aplicação em munição de alcance estendido," *R. Pesq. Naval*, vol. 29, no. 1, pp. 49–58.
- [9] Z. Ye and Y. Yu, "Coupled combustion characteristics of the base-bleed propellant and the igniter under transient depressurization based on detailed chemical kinetics," *Appl. Therm. Eng.*, vol. 163, p. 114348, Dec. 2019, doi: 10.1016/j.applthermaleng.2019.114348.
- [10] M. Dali Amin and S. Jaramaz, "Optimization of artillery projectiles base drag reduction using hot base flow," *Therm. Sci.*, vol. 23, no. 1, pp. 353–364, 2019, doi: 10.2298/tsci180413210d.
- [11] A. Mukhtar and Amir, "Development of novel base bleed composite solid propellant and igniter for 155 mm artillery projectile vis-à-vis parametric studies," Thesis, National University of Science & Technology, 2019. Available: <http://pr.hec.gov.pk/jspui/handle/123456789/11882>.
- [12] H. Abou-Elela, A. Ibrahim, O. Mahmoud, and O. Abdel-Hamid, "Ballistic analysis of a projectile provided with base bleed unit," *Int. Conf. Aerosp. Sci. Aviat. Technol.*, vol. 15, pp. 1–22, May 2013, doi: 10.21608/asat.2013.22270.
- [13] S. Teixeira, A. Paula, M. G. Mothé, and C. G. Mothé, "Kinetic study of thermal decomposition of base bleed propellants following Friedman and Ozawa-Flynn-Wall methods" *Int. J. of Res. and Rev. in App. Sci.*, vol. 25, pp. 21–31, 2015.
- [14] M. M. A. Hasselaar, "A modification of the modified point mass trajectory model for base bleed projectiles," in *1st Int. Symp. on Spec. Top. in Chem. Prop.: Base Bleed*, 1988, pp. 100–105.
- [15] J. P. Agrawal, *High energy materials: propellants, explosives and pyrotechnics*. John Wiley & Sons, 2015.
- [16] N. Kubota, *Propellants and explosives: thermochemical aspects of combustion*. John Wiley & Sons, 2015.
- [17] L. Zhang and X. Zheng, "Experimental study on thermal decomposition kinetics of natural ageing AP/HTPB base bleed composite propellant," *Def. Tech.*, vol. 14, no. 5, pp. 422–425, Oct. 2018, doi: 10.1016/j.dt.2018.04.007.
- [18] R. Cardoso, L. Villar, E. Kawachia, and R. Gonçalves, "Simulação de combustão do polibutadieno líquido hidroxilado, perclorato de amônio e alumínio em formulações de propelente sólido compósito" *Quím. Nova*, vol. 42, no. 2, pp. 173–180, 2019, doi: 10.21577/0100-4042.20170342.
- [19] X. Xue, L. Ma, and Y. Yu, "Effects of Mg/PTFE pyrotechnic compositions on reignition characteristics of base bleed propellants and heating mechanism," *Def. Tech.*, vol. 18, no. 1, pp. 94–108, Jan. 2022, doi: 10.1016/j.dt.2020.11.016.
- [20] G. Gupta, L. Jawale, M. Maurya, and B. Bhattacharya, "Various methods for the determination of the burning rates of solid propellants - an overview," *Central Eur. J. of Ener. Mat.*, vol. 12, no. 3, pp. 593–620, Jan. 2015.
- [21] C. Guirao and F. A. Williams, "A model of ammonium perchlorate deflagration between 20 and 100 atm," *AIAA J.*, vol. 9, no. 7, pp. 1345–1356, 1971, doi: 10.2514/3.6355.
- [22] M. L. Chan, R. R. Junior, and D. A. Ciaramitar, "Advances in solid propellant formulations," in *Sol. Prop. Chem., Comb. and Motor Int. Ball.*, Reston, VA: AIAA, 2000, pp. 185–206. Available: <http://dx.doi.org/10.2514/5.9781600866562.0185.0206>.
- [23] M. W. Beckstead, R. L. Derr, and C. F. Price, "A model of composite solid-propellant combustion based on multiple flames," *AIAA J.*, vol. 8, no. 12, pp. 2200–2207, 1970, doi: 10.2514/3.6087.
- [24] K. Kishore and K. Sridhara, *Solid Propellant Rockets: Condensed Phase Behaviour of Ammonium Perchlorate-Based Solid Propellants*. 1999.
- [25] L. Monchick and E. A. Mason, "Transport properties of polar gases," *The J. of Chem. Phys.*, vol. 35, no. 5, pp. 1676–1697, Nov. 1961, doi: 10.1063/1.1732130.
- [26] G. Dixon-Lewis, "Flame structure and flame reaction kinetics II. Transport phenomena in multicomponent systems," *Proc. of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, vol. 307, no. 1488, pp. 111–135, Oct. 1968, doi: 10.1098/rspa.1968.0178.
- [27] ANSYS, Inc, "Chemkin-pro theory manual." Jul-2021.
- [28] C. C. Chen and M. McQuaid, "A skeletal, gas phase, finite rate, chemical kinetics mechanism for modeling the deflagration of ammonium perchlorate - hydroxyl-terminated polybutadiene composite propellants," Apr. 2016.