

# Um Resumo sobre a Velocidade de Regressão de Superfície em Propelentes Sólidos Compósitos

Rodrigo Roversi Rapozo, Koshun Iha

Instituto de Aeronáutica e Espaço, Praça Eduardo Gomes n.º. 50, São José dos Campos, São Paulo.

**Resumo** Ø Em propelentes sólidos, a Lei de Vieille para regressão de superfície é largamente empregada no ajuste de dados experimentais e no projeto de motores foguete a propelente sólido. Entretanto, pouco se encontra na literatura que subsidie tal aproximação empírica em termos do tratamento formal das equações de conservação de massa, quantidade de movimento, energia e difusão de espécies. Este trabalho pretende revisitar estudos mais recentes sobre velocidade de queima desses materiais energéticos, apresentando um suporte formal para a Lei de Vieille. O estudo baseia-se na hipótese unidimensional.

**Palavras-Chave** Ø Velocidade de Queima, Solução Analítica, Modelos Empíricos, Envelhecimento.

## I. INTRODUÇÃO

Dentre os requisitos de missão associados a um Sistema de Armas, a exemplo de um míssil tático [1,2] ou de mísseis balísticos [3,4], o tempo de chegada no alvo ou o tempo necessário para a realização de uma manobra são fatores dependentes do tempo de queima e, conseqüentemente, da velocidade de regressão do propelente.

A velocidade de regressão da superfície do propelente ( $V_B$ ) depende de vários parâmetros deste [3,4]:

1. Tipo de oxidante;
2. Tipo de resina aglutinante (binder);
3. Interface com proteções térmicas;
4. Granulometria do oxidante;
5. Geometria das partículas de oxidante;
6. Presença de aditivos metálicos;
7. Presença de impurezas;
8. Processo de cura;
9. Propriedades mecânicas; e
10. Propriedades físico-químicas.

Além disso, parâmetros geométricos também influenciam [4,5]:

1. Relação L/D do grão;
2. Relação entre a área da porta de passagem e a área da seção crítica (garganta da tubeira); e
3. Relação entre a área de queima e a área da garganta.

Finalmente, parâmetros relacionados ao Ciclo de Vida do armamento exercem grande influência:

Rodrigo R. Rapozo, rapozorr@iae.cta.br. Tel +55-12-39474478, Fax +55-12-39474400. Koshun Iha, koshun@ita.cta.br, Tel +55-12-39476852, Fax+55-12-39475845.

1. Temperatura de operação;
2. Aceleração longitudinal;
3. Aceleração transversal;
4. Velocidade de rotação; e
5. Cinética química de envelhecimento.

Além desses, a própria configuração geométrica do grão também exerce influência.

No que tange a simulação da balística interna de motores foguete a propelente sólido, as Leis de Vieille e Summerfield são as mais utilizadas. Enquanto que a segunda baseia-se na Teoria da Chama Granular Difusiva, a primeira possui um caráter empírico:

$$V_B = a \cdot P_C^n \quad (1)$$

A expressão (1) resume a velocidade de regressão em um coeficiente global, 'a', e um expoente de pressão 'n' que, em princípio, varia com a pressão de acordo com o oxidante [6] e com o binder escolhido [7], de acordo com o Postulado das duas Velocidades [8,9]:

$$\dot{S}_{Ox} = A_{Ox} \cdot P_C^s \cdot \exp(-E_{Ox}/R_{Ox} \cdot T_C) \quad (2a)$$

$$\dot{S}_{Binder} = A_{Binder} \cdot P_C^t \cdot [Ox] \cdot \exp(-E_{Binder}/R_{Binder} \cdot T_C) \quad (2b)$$

De acordo com o conjunto de expressões (2a) e (2b),  $\omega_{Ox}$  e  $\omega_{Binder}$  são as taxas de reação de decomposição do oxidante e do binder, respectivamente,  $A_{Ox}$  é a constante de Arrhenius do oxidante,  $A_{Binder}$  é a constante de Arrhenius do binder,  $E_{Ox}$  e  $E_{Binder}$  são as energias de ativação para que ocorra a decomposição desses materiais,  $R_{Ox}$  e  $R_{Binder}$  são as constantes dos gases referentes aos produtos de combustão dos dois conjuntos de materiais,  $P_C$  é a pressão na câmara de combustão,  $T_C$  é temperatura na câmara de combustão e, finalmente,  $\beta$ ,  $\chi$  e  $\theta$  são parâmetros relacionados ao grau de reação do oxidante e do binder.

Kubota et al. [10] apresentaram a regressão como decorrente de propriedades físico-químicas do propelente, mas com ênfase nos efeitos físicos. Tal resultado é consistente com a Teoria de Frank-Kamenetski (FK) para iniciação em sólidos e com resultados experimentais associados às teorias de ignição para vários materiais energéticos [3, 11, 12].

Em trabalho anterior, Rapozo et Iha [13] estenderam o conceito apresentado por Cooper [11] para uma potência (Pot) e energia (E) críticas associadas à ignição de sólidos.

$$\frac{E}{E_0} \cong 1 + \frac{1}{\dagger} \cdot \left( \frac{Pot}{Pot_0} - 1 \right)^{-1} \quad (3)$$

Na expressão (3), o índice '0' corresponde ao valor crítico a partir do qual existe probabilidade de que ocorra a iniciação do material energético, enquanto que o parâmetro  $\tau$  apresenta-se como um tempo de residência do estímulo necessário para a iniciação [13]. Tal modelo pode ser estendido para a avaliação de fluxo de calor e pressão em função do retardo de ignição [14], conforme apresentado por Douglass et al [12].

## II. FORMULAÇÃO DA VELOCIDADE DE REGRESSÃO

### Fenômenos Físicos Envolvidos

O conceito discutido nesse trabalho encontra-se representado pelas hipóteses simplificadoras de Kubota [10]:

1. Escoamento unidimensional;
2. Os produtos de combustão são gases ideais;
3. O processo de combustão é isentrópico;
4. A combustão encontra-se em regime estacionário;
5. A velocidade transversal do escoamento é desprezível;
6. O calor gerado por radiação dos gases quentes é inteiramente absorvido pelo propelente;
7. A região luminosa da chama não contribui com a geração de calor;
8. Abaixo da superfície do propelente não ocorrem reações; e
9. O postulado das duas velocidades pode ser rearranjado em apenas uma equação constitutiva da cinética de reação.

A última hipótese estaria associada aos resultados do estudo de Cai et al [9], onde foi obtida uma correlação entre as taxas de decomposição do oxidante e do principal constituinte do binder.

A Figura 1 representa o modelo simplificado em discussão [10].

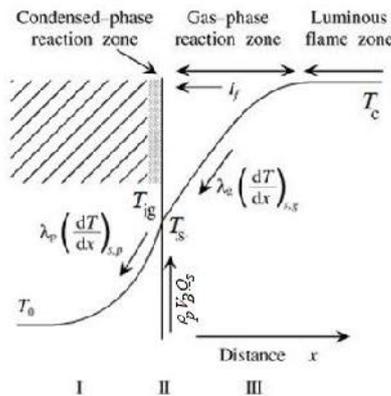


Fig 1. Regiões de interesse durante a combustão de um propelente sólido. Adaptado de Kubota [10].

Seja o modelo geral da fase condensada:

$$\frac{d}{dx} \left( \rho_p \cdot \frac{dT}{dx} \right) - \dots_p \cdot c_p \cdot V_B \cdot \frac{dT}{dx} + \dot{S}_p \cdot Q_s = 0 \quad (4a)$$

$$\frac{d}{dx} \left( \dots_p \cdot D_{p,j} \cdot \frac{d\kappa_j}{dx} \right) - \dots_p \cdot V_B \cdot \frac{d\kappa_j}{dx} - \dot{S}_{p,j} = 0 \quad (4b)$$

Em (4a) e (4b), T é a temperatura, x é a distância a partir da superfície de queima,  $\lambda_p$  é a condutividade térmica do propelente,  $\rho_p$  é a massa específica do propelente,  $c_p$  é o calor específico do propelente,  $\omega_p$  é a velocidade de reação,  $\xi_j$  é razão de mistura entre oxidante e o combustível e  $D_{p,j}$  é o coeficiente de difusão das espécies no interior do propelente.

Seja o modelo geral da fase gasosa:

$$\frac{d}{dx} \left( \rho_g \cdot \frac{dT}{dx} \right) - \dots_g \cdot c_{pg} \cdot V_G \cdot \frac{dT}{dx} + \dot{S}_g \cdot Q_g = 0 \quad (5a)$$

$$\frac{d}{dx} \left( \dots_g \cdot D_{g,l} \cdot \frac{d\kappa_l}{dx} \right) - \dots_g \cdot V_G \cdot \frac{d\kappa_l}{dx} - \dot{S}_{g,l} = 0 \quad (5b)$$

Aplicando-se as hipóteses simplificadoras, os termos relacionados à difusão passam a ser desconsiderados. Dessa maneira, tem-se, para a fase condensada:

$$\frac{d}{dx} \left( \rho_p \cdot \frac{dT}{dx} \right) - \dots_p \cdot c_p \cdot V_B \cdot \frac{dT}{dx} = 0 \quad (6)$$

Analogamente, para a fase gasosa, tem-se:

$$-\dots_p \cdot V_B \cdot \frac{d\kappa_j}{dx} - \dot{S}_{p,j} = 0 \quad (7)$$

Para facilitar o tratamento do problema em questão, seja  $\delta_G$  a espessura da camada limite térmica do fluido:

$$-\dots_p \cdot V_B \cdot \frac{d\kappa_j}{dx} - \dot{S}_{p,j} = 0 \quad (8)$$

Seja agora o fluxo de calor de retorno do gás para o propelente, conforme a Figura 2:

$$\Lambda_G = \rho_g \cdot \left( \frac{dT}{dx} \right)_{s,g} = Q_g \cdot \int_0^{\infty} \exp\left(-\frac{x}{u_G}\right) \cdot \dot{S}_g dx \quad (9)$$

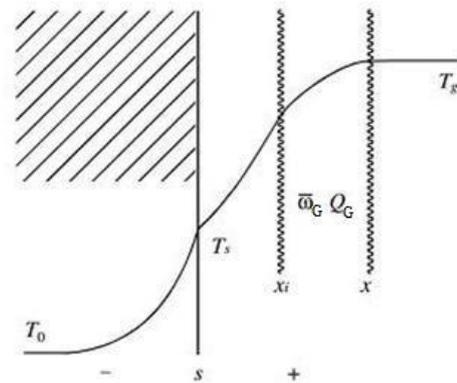


Fig 2. Aproximação de uma região da chama onde ocorrem as reações químicas. Extraído de [10].

Na Figura 2, 'x<sub>i</sub>' é a distância da região da chama até a superfície de queima e 'x<sub>G</sub>' é a distância onde a formação dos produtos de combustão termina.

Assumindo-se  $\omega_{Gm}$  como um taxa de reação média e que as reações químicas se processam na região delimitada pelas distâncias 'x<sub>i</sub>' e 'x<sub>G</sub>', tem-se:

$$\Lambda_G = \rho_g \cdot \dot{S}_{Gm} \cdot Q_g \cdot \left[ \exp\left(-\frac{x_i}{u_G}\right) - \exp\left(-\frac{x_G}{u_G}\right) \right] \quad (10)$$

Assumindo-se ainda que a distância 'x<sub>i</sub>' é relativamente pequena (próxima à superfície de queima), enquanto que a distância 'x<sub>G</sub>' é relativamente grande em comparação à camada limite térmica ( $\delta_G$ ):

$$\Lambda_G \cong \rho_g \cdot \dot{S}_{Gm} \cdot Q_g \cdot \left[ 1 - \exp\left(-\frac{x_G}{u_G}\right) \right] \approx \rho_g \cdot \dot{S}_{Gm} \cdot Q_g \quad (11)$$

Considerando-se a Figura 2, seja o fluxo de calor no propelente propagando-se da região I para a região II:

$$\Lambda_P = \dot{m}_P \cdot \left( \frac{dT}{dx} \right)_{S,G} = \dots_P \cdot c_P \cdot V_B \cdot (T_S - T_0) \quad (12)$$

Seja o fluxo de calor na superfície de queima:

$$\Lambda_S = \dots_P \cdot c_P \cdot Q_S \quad (13)$$

Para  $x = -$ ,  $T = T_0$  e, para  $x = 0$ :

$$\Lambda_P = \Lambda_G + \Lambda_S \quad (14)$$

Considere-se agora uma difusividade térmica  $\alpha_0$  equivalente para a interface superfície-gás:

$$r_0 = \frac{\dot{m}_G}{\dots_P \cdot c_{PG}} \quad (15)$$

Em função do calor acumulado na fase condensada e na fase gasosa, tem-se:

$$T_C = T_0 + Q_S / (\dots_P \cdot c_P) + Q_G / (\dots_G \cdot c_{PG}) \quad (16)$$

Onde:

$$Q_G = -\dots_G \cdot c_{PG} \cdot (T_C - T_S) \quad (17)$$

A partir da hipótese número 5:

$$\dots_G \cong \dots_C = \frac{P_C}{R \cdot T_C} \quad (18)$$

Resolvendo-se (12), (13) e (14) para a velocidade de regressão:

$$V_B = \sqrt{\frac{r_0 \cdot \Lambda_G}{[T_S - T_0 - Q_S / (\dots_P \cdot c_P)] \cdot U_G}} \quad (19)$$

Aplicando-se (11) e (15)-(16) em (19), obtém-se:

$$V_B \cong \sqrt{\frac{r_0 \cdot \dot{m}_G \cdot \dot{S}_{Gm} \cdot Q_G}{\dots_P \cdot c_{PG} \cdot [T_S - T_0 - Q_S / (\dots_P \cdot c_P)] \cdot U_G}} \quad (20)$$

Onde:

$$\dot{S}_{Gm} = A \cdot P_C^m \cdot \exp(-E_A / RT_C) \quad (21)$$

Substituindo-se (21) em (20):

$$V_B \leq \sqrt{\frac{A}{2 \cdot \exp(E_A / RT_C)} \cdot \left( \frac{P_C}{R \cdot T_C} \right)^2 \cdot \frac{T_C - T_S}{T_S - T_0} \cdot \frac{x \cdot R}{x - 1} \cdot \frac{V_G}{\dots_P} \cdot P_C^{m/2}} \quad (22)$$

A expressão (22) por si só apresenta diversas variáveis além da pressão de câmara  $P_C$ . Para converter (22) em uma equação similar à (1), é preciso estabelecer relações para  $T_C$ ,  $R$ ,  $\gamma$  e  $V_G$ . O termo referente ao decaimento exponencial pode ser aproximado para uma soma de leis de potência a partir da expansão em série de McLaurin:

$$\exp\left(-\frac{E_A}{RT_C}\right) = \sum_{N=0}^{\infty} \left(-\frac{E_A}{RT_C}\right)^N \cdot \frac{1}{N!} \quad (23)$$

Um exemplo é apresentado na Figura 3, a partir das energias de ativação extraídas da decomposição de um propelente a base de AP-HTPB [15].

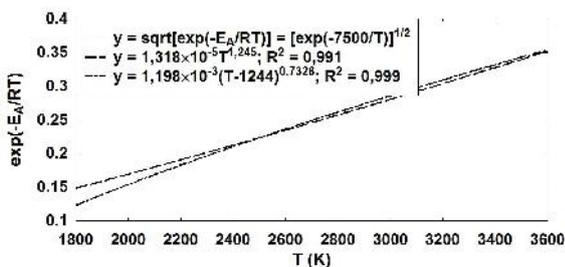


Fig 3. Aproximação do fator exponencial de Arrhenius para lei de potência. Extraído de [15].

### Balística Interna em um MFS

Seja a vazão mássica no interior da câmara de combustão, em função da área da porta de passagem ( $A_P$ ):

$$\frac{dm}{dt} = \dots_G \cdot V_G \cdot A_P \cong \frac{P_C}{R \cdot T_C} \cdot V_G \cdot A_P \quad (24)$$

Seja a definição do parâmetro  $C^*$  [3,8], em função da razão de calores específicos dos produtos de combustão ( $\gamma$ ):

$$C^* = \frac{\sqrt{R \cdot T_C}}{\Gamma} = \sqrt{\frac{R \cdot T_C}{x} \cdot \left( \frac{x+1}{2} \right)^{\frac{x+1}{x-1}}} \quad (25)$$

Sendo  $R_0$  a constante universal dos gases e Mol a massa molecular dos produtos de combustão:

$$R = \frac{R_0}{Mol} \quad (26)$$

Analogamente, seja a vazão mássica na área da seção crítica do motor foguete ( $A_T$ ):

$$\frac{dm}{dt} = \frac{P_C \cdot A_T}{C^*} = \frac{P_C \cdot A_T \cdot \Gamma}{\sqrt{R \cdot T_C}} \quad (27)$$

A partir das hipóteses simplificadoras de Kubota [10]:

$$V_G = \sqrt{x} \cdot \left( \frac{2}{x+1} \right)^{\frac{x+1}{x-1}} \cdot \sqrt{\frac{R_0}{Mol} \cdot T_C} \cdot \frac{A_T}{A_P} \quad (28)$$

Em (28),  $A_T$  é a área da garganta da tubeira e  $A_P$  é a área da porta de passagem.

A equação (28) apresenta a velocidade dos gases como função dos parâmetros  $\gamma$ , Mol e  $T_C$ . É possível mostrar que tais parâmetros podem ser ajustados por funções potência como a equação (1), para diversas misturas gasosas no interior de uma câmara de combustão.

A Tabela I apresenta uma compilação dos propelentes analisados [9,10,16] com auxílio do programa CETPC [17], para a pressão de 6 MPa.

TABELA I. PROPRIEDADES TERMODINÂMICAS DE PROPELENTES.

Propelente	$\gamma$	Mol (g/mol)	$T_C$ (K)
AP-HTPB 80/20 [9]	1,242	21,84	2300,38
Base Dupla (NC-NG) [10]	1,142	27,60	3188,64
AP-HTPB-AI-RDX [16]	1,134	27,97	3538,66

O programa CETPC foi empregado nas condições de câmara infinita (FAC), equilíbrio químico variável (*frozen* desabilitado), pressões entre 2 e 14 MPa, além de razões de expansão entre 5 e 120. A aproximação por leis de potência das propriedades  $\gamma$ ,  $T_C$  e Mol na câmara de combustão são apresentadas na Tabela II para o propelente descrito por Graham et al [16].

TABELA II. LEIS APROXIMADAS PARA PROPRIEDADES TERMODINÂMICAS.

Propriedade	Coefficiente	Expoente	Correlação ( $R^2$ )
$\gamma$	1,125	0,00458	0,9998
Mol	27,42	0,01096	0,9999
$T_C$	3374	0,0264	0,9999

Logo, a partir das equações (24)-(28) e das Tabelas I e II, é possível assumir que os parâmetros em (22) podem ser formulados empiricamente atendendo a leis de potência:

$$Parâmetro = cte1 \cdot P_C^{const2} \quad (29)$$

Dessa maneira, a expressão (22) pode ser reduzida para a equação (1):

$$V_B = a(\text{propelente}) \cdot P_C^n \quad (30)$$

### III. ENVELHECIMENTO

O envelhecimento de materiais energéticos cristalinos e/ou poliméricos pode ser causado por diversos fatores, incluindo os *fatores químicos* (decomposição, oxidação, geração adicional de ligações cruzadas); *fatores físicos* (umidade, exsudação de voláteis, migração de plastificante); e *fatores mecânicos* (tensões induzidas por ciclos térmicos, choques mecânicos, vibrações) [3, 18, 19, 20].

Na caracterização mecânica de materiais, pode-se destacar o levantamento da *curva mestra*, na qual o comportamento tensão-deformação inclui também efeitos de tempo de armazenamento e temperatura [18, 20, 21].

No que tange à avaliação de envelhecimento de materiais energéticos de modo geral e suas implicações nas fases de transporte, armazenamento e operação, uma ferramenta importante é o envelhecimento acelerado [19,20,22,23].

#### Fator de Envelhecimento Acelerado

Conforme abordado na literatura [2-4,24], o envelhecimento do propelente é afetado positivamente ou negativamente em função das matérias primas e do processo de mistura e cura. Do ponto de vista de propriedades mecânicas, Kivity et al.[25] apresentaram um índice de envelhecimento acumulado (*accumulated ageing index*, AAI) relacionando a deformação na ruptura ( $\epsilon_r$ ) com o módulo elástico do propelente ( $E_t$ ) ao longo do tempo [25]:

$$AAI = 100[(v/N_0 - 1) - (E_t/E_0 - 1)] \quad (31)$$

Em (31), 't' é medido em anos. Embora a avaliação naquele trabalho tenha sido em função do parâmetro de ruptura, quando o comportamento do propelente é puramente viscoelástico [26], não podendo ser aproximado para o caso elástico (modelo de Hook), suponha-se que a relação entre tensão ( $\sigma$ ) e deformação segue a expressão (31):

$$E \cdot v = \dagger \quad (32)$$

O impulso total ( $I_T$ ) de um motor foguete é dado por:

$$I_T = M_{EJ} \cdot I_{SP} \cdot g_0 = \int F \cdot dt \quad (33)$$

Em (33),  $M_{EJ}$  é a massa ejetada,  $I_{SP}$  é o impulso específico do motor foguete,  $g_0$  é a aceleração da gravidade e  $F$  é o empuxo gerado.

Assumindo-se o caso de empuxo constante (queima neutra) e sendo  $t_B$  o tempo de queima:

$$I_T = F \cdot t_B \quad (34)$$

Por sua vez, o tempo de queima relaciona-se com a velocidade de regressão e a espessura de queima (*web*) por:

$$V_B = \frac{web}{t_B} \quad (35)$$

O empuxo do motor foguete pode ser relacionado à pressão na câmara por:

$$F = P_C \cdot A_T \cdot C_F \quad (36)$$

Substituindo-se (34), (35) e (36) em (33):

$$I_{SP} \cdot V_B = \frac{P_C \cdot A_T \cdot C_F \cdot web}{M_{EJ} \cdot g_0} \quad (37)$$

Observa-se que a expressão (37) é funcionalmente similar à expressão (32). Nesse sentido, pode ser assumido que  $I_{SP}$  e  $V_B$  seguiriam uma expressão análoga à (28) para um possível estudo de envelhecimento. Dessa maneira, seja o índice acumulado de envelhecimento balístico (IAEB):

$$IAEB = 100 \cdot \left\{ \left[ \frac{V_B(t)}{V_B(0)} - 1 \right] - \left[ \frac{I_{SP}(t)}{I_{SP}(0)} - 1 \right] \right\} \quad (38)$$

Obviamente, da mesma maneira que o AAI de Kivity et al. [25] deve ser obtido comparando-se corpos de prova fabricados e ensaiados da mesma maneira, o IAEB deve ser obtido ensaiando-se motores nas mesmas condições, quais sejam:

1. Configuração geométrica do propelente;
2. Estado interno do propelente (vazios e trincas);
3. Ignitor; e
4. Tubeira.

De modo a avaliar o emprego do índice proposto, serão avaliadas três formulações de propelente presentes no IAE, sendo duas com elevado teor de alumínio e outra de reduzida emissão de fumaça. Os resultados do AAI e do IAEB serão apresentados em trabalhos futuros.

Enquanto o índice IAEB é aplicável à avaliação do desempenho balístico, o índice AAI é aplicável ao desempenho mecânico do propelente. Entretanto, ambos estão associados ao cumprimento da missão do Sistema de Armas, podendo implicar em falhas catastróficas.

### IV. CONCLUSÃO

No presente trabalho foi apresentada uma revisão da teoria simplificada relativa à combustão de propelentes sólidos, onde a representatividade da Lei de Vielle foi verificada como justificativa ao fenômeno físico da combustão em regime permanente.

Além disso, foi proposto um índice balístico de envelhecimento acumulado, visto que o Ciclo de Vida de um Sistema de Armas impacta o desempenho mecânico e balístico do subsistema motor foguete, que se reflete na dinâmica de combustão do propelente sólido.

### REFERÊNCIAS

- [1] Fleeman, E.L. "Tactical Missile Design". Lilburn: AIAA, 2006.
- [2] Jensen, G. E. (Ed.) & Netzer, D. W. "Tactical Missile Propulsion", 1 ed. AIAA: Virginia, 1996.
- [3] J. P. Sutton, O. Bibalrz. "Rocket Propulsion Technology", 7th ed, John Wiley & Sons: Nova Iorque, 2001, p. 458-493.
- [4] Davenas, A. "Solid Rocket Propulsion Technology". Pergamon Press Ltd: Oxford, 1993.
- [5] Douglass, H. W. (Ed.) et al. "Solid Rocket Motor Performance Analysis and Prediction". NASA Special Publication NASA-SP-8039. Washington, DC: NASA, Maio de 1971.
- [6] Boggs, T. L. "Deflagration Rate, Surface Structure, and Subsurface Profile of Self-Deflagrating Single Crystals of Ammonium Perchlorate," AIAA Journal, Vol. 8, No. 5, 1970, pp. 867-873.

- [7] Mullen, J. C. "Composite Propellant Combustion with Low Aluminum Agglomeration". Tese de Doutorado, Universidade de Illinois, Urbana, 2010.
- [8] Barrère, M. et al. "Rocket Propulsion". Londres: Elsevier, 1960.
- [9] Cai, W.; Thakre, P. & Yang, V. "A model of AP/HTPB Composite Propellant Combustion in Rocket-Motor Environments". *Combust. Sci. and Tech.*, 180: 2143-2169, Taylor & Francis Group, LLC, 2008.
- [10] N. Kubota. "Propellants and Explosives: Thermochemical Aspects of Combustion", 2nd ed. Wiley-VCH: Weinheim, 2007, pp. 33, 82, 262–264, 287–300.
- [11] Cooper, P. W., "Explosives engineering", Wiley-VCH, Inc., Nova Iorque, EUA, 1996.
- [12] Douglass, H. W. (Ed.) et al. "Solid Rocket Motor Igniters". NASA Special Publication NASA-SP-8051. Washington, DC: NASA, Março de 1971.
- [13] Rapozo, R. R.; Iha, K. "Um Resumo sobre a Avaliação da Sensibilidade de Munições e Artefatos Bélicos". XVI SIGE, ITA, 2014.
- [14] Rapozo, R. R. "Ensaio de Caracterização da Sensibilidade de Munições". Dissertação de Mestrado, ITA, 2015.
- [15] Surzhikov, S. T.; Krier, H. "Unsteady Dynamic Variables Method for Heterogeneous Solid Propellant Burning". *AIAA Journal*, Vol. 39, No. 12, dezembro de 2001.
- [16] Graham, K. J.; Cahill JR., P. J.; & Dawley, S. K. "Super Large-Scale Gap Tests on Energetic Formulations". In: *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 42, 2006, Sacramento. *Proceedings...* [s.n.]. AIAA-2006-5118, p. 1-18.
- [17] McBride, B.J., Reno, M.A., and Gordon, S., "CET93 and CETPC: An Interim Updated Version of the NASA Lewis Computer Program for Calculating Complex Chemical Equilibria With Applications", NASA TM-4557. Washington, DC: NASA, 1994.
- [18] G. Herder, F. P. Weterings, W. P. C. de Klerk. "Mechanical Analysis on Rocket Propellants". *J. Th. An. and Cal.*, vol. 72, p.921–929, 2003.
- [19] K. M. Ide, S. Y. Ho. "Fracture Behavior of Accelerated Aged Solid Rocket Propellants". *J. Mat. Sc.* 34, p. 4209–4218, 1999.
- [20] North Atlantic Treaty Organization. "Structural Assessment of Solid Propellants Grains", AGARD-AR-350. Brussels, 1997, p.4-1–4-18.
- [21] T. H. Duerr, B. P. Marsh, "Solid Propellant Grain Structural Design and Service Life Analysis" em *Tactical Missile Propulsion*, ed. I. G. E. Jensen, B. H. Prescott, S. O. Leisch, J. G. Laurent, and D. W. Netzer, AIAA: Virginia, 1996, p. 114–135.
- [22] B. T. Neyer, L. Cox, T. Stoutenborough, R. Tomaszoski, "HNS-IV Explosive Properties and Characterization Tests", 39<sup>th</sup> JPC, AIAA 2003-5138, p.1–6, Julho 2003.
- [23] M. A. Bohn, "Prediction of equivalent time-temperature loads for accelerated ageing to simulate preset in-storage ageing and time-temperature profile loads", *Proc. of the 40<sup>th</sup> Int. Conf. of ICT on Energetic Materials - Characterization, Modelling, Validation* German, p.78-1–78-28, Junho 2009.
- [24] Summerfield, M. (Ed.) "Solid Propellant Rocket Research". *Progress in Astronautics and Rocketry*, Vol 1, Academic Press: Nova Iorque 1960.
- [25] M. Kivity, G. Hartman, A. M. Achlama, "Ageing of HTPB Propellant", 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE JPC & Exhibit, AIAA 2005-3802, p.1–6, Julho 2005.
- [26] ORGANIZAÇÃO DO TRATADO DO ATLÂNTICO NORTE. "Propellant Structural Assessment": AGARD-AR-350. França: OTAN, 1997.