

## DETERMINAÇÃO EXPERIMENTAL DA SENSIBILIDADE TÉRMICA DOS PROPELENTES COMPÓSITOS DO TIPO HTPB/AP/AL

### William Stanisce Corrêa

Instituto de Aeronáutica e Espaço – IAE, São José dos Campos, Brasil  
william@iae.cta.br

### Wilson Kiyoshi Shimote

Instituto de Aeronáutica e Espaço – IAE, São José dos Campos, Brasil  
wilson@iae.cta.br

### Rodrigo Roversi Rapozo

Instituto de Aeronáutica e Espaço – IAE, São José dos Campos, Brasil  
rapozo@iae.cta.br

### Pedro Teixeira Lacava

Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA, São José dos Campos, Brasil  
placava@ita.br

**Resumo.** O conhecimento da sensibilidade térmica dos propelentes é de fundamental importância para o cálculo dos parâmetros propulsivos de motores foguete. Conforme citado na literatura a temperatura inicial do bloco propelente exerce influência sobre a velocidade de queima destes motores. Diferenças na velocidade de queima, devido à diferença de temperatura inicial do bloco propelente, resultam em alteração no tempo de operação e no nível de pressão de câmara, podendo afetar o desempenho do foguete. Este trabalho apresenta os valores da sensibilidade térmica dos propelentes PC1, PC2 e PC3, utilizados no foguete de sondagem VSB-30, obtidos através da queima de motores testes com o bloco de propelente climatizado em diferentes temperaturas. A obtenção deste parâmetro permite a estimativa da velocidade de queima, e previsão de funcionamento de motores em diferentes condições de operação com maior precisão.

*Palavras chave:* sensibilidade térmica, propelentes sólidos, propelentes compósitos tipo HTPB/AP/AL, motor foguete.

### 1. Introdução

A previsão correta do funcionamento de motores foguetes a propelente sólido depende das informações das características do propelente, de sua velocidade de queima, da evolução da superfície de queima do bloco de propelente e também das condições ambientais do local de lançamento. O conhecimento do comportamento balístico do propelente no ambiente de operação do foguete é essencial para o sucesso de missões, onde, a trajetória, o apogeu e o ponto de impacto da carga útil devem ser calculados com precisão. A sensibilidade térmica do propelente é um dos parâmetros que influenciam nestes cálculos, visto que o tempo de operação pode variar, dependendo da temperatura do sítio de lançamento (Corrêa, 2005).

Assim, dentre desse contexto, o presente trabalho apresenta os valores das sensibilidades térmicas dos propelentes sólidos compósitos HTPB/AP/Al utilizados no foguete de sondagem VSB-30, calculados para três faixas de temperaturas. Esse foguete foi desenvolvido pelo IAE em parceria com a ESA, Agência Espacial Européia, e é lançado de uma base na Suécia, apresenta rígidos requisitos para o cálculo de sua trajetória em função da limitação da área disponível para resgate da carga útil, sendo este um dos fatores motivadores para realização deste estudo.

A necessidade mais urgente é a de determinar o comportamento de queima destes propelentes em temperaturas próximas de 0°C ou até mesmo abaixo desta, que são temperaturas facilmente verificadas neste sítio de lançamentos. Apesar de o lançador ser abrigado e climatizado durante as operações de preparação para o lançamento, o veículo fica exposto nos instantes finais que antecedem o lançamento. Esta exposição pode ser suficiente para alterar a temperatura do bloco de propelente, mesmo considerando as boas propriedades isolantes do propelente. Essa alteração certamente mudará o comportamento de queima dos propelentes e conseqüentemente, poderá alterar a missão do veículo como um todo. A dispersão do ponto de impacto em missões envolvendo recuperação de carga útil, principalmente em veículos não controlados, é um grande complicador que pode por em risco o sucesso da missão (Corrêa, 2005).

Apesar de haver muitas publicações relacionadas a propelentes compósitos HTPB/AP/Al, trabalhos envolvendo estudos de sensibilidade térmica da velocidade de queima são raros. Se considerarmos as composições químicas

específicas dos propelentes, este trabalho pode ser visto como um estudo de caso aplicado aos propelentes em uso no IAE. Foram identificados na pesquisa bibliográfica alguns trabalhos referentes ao assunto.

O trabalho realizado por Gaunce e Osborn (1986), inicia-se endossando a teoria que reconhece a influência da temperatura inicial do bloco, na queima do propelente sólido. O trabalho ainda expressa a sensibilidade térmica do propelente na forma de dois diferentes coeficientes de temperatura, sendo o primeiro relativo ao efeito da temperatura na velocidade de queima num ambiente com pressão constante ( $\sigma_p$  definido em Sutton (1992)), e o segundo o efeito da temperatura na pressão de um motor a propelente sólido ( $\pi_k$  definido em Sutton (1992)). Esses autores ainda condenaram assumir que os dois coeficientes possam ser relacionados, de tal maneira que todos os efeitos da temperatura fossem agrupados em uma única constante, como era feito até então.

Hamke et al (1987) apresentam um estudo específico para um propelente AP/ HTPB. Este trabalho aborda uma técnica para determinar teoricamente o coeficiente de sensibilidade térmica  $\pi_k$ , através de dados gerados por um modelo de combustão, que permite estudo paramétrico dos fatores (velocidade característica, expoente de pressão e de temperatura da velocidade de queima) que afetam este coeficiente e são influenciados pela temperatura inicial do bloco propelente. Como conclusão os autores fazem comparações do comportamento de  $\pi_k$  com a variação dos teores de oxidante em relação à pressão ou  $K_n$  (razão entre a área de queima e a da garganta) e ao expoente de pressão.

Cohen e Flanigan (1985) fizeram uma revisão bibliográfica dos mecanismos que afetam a sensibilidade térmica e utilizaram os modelos de combustão apresentados nestas publicações. Classificaram os mecanismos que afetam a sensibilidade térmica em quatro categorias: a primeira considera os mecanismos simples que são tratados nos modelos analíticos, incluindo o aumento da temperatura da superfície do propelente e o calor oriundo da chama; a segunda considera os aspectos complexos e não ideais dos mecanismos dos processos de combustão que geralmente não são tratados nos modelos, como exemplos podem ser citados a queima e a fundição da superfície, a aglomeração de alumínio, as não conformidades de diversas escalas, e determinadas interações entre os componentes químicos; a terceira vem das mudanças dos mecanismos de controle, alguns dos quais são tratados nos modelos apresentados, e ocorrem por alterações no expoente de pressão, que como resultado também ocasiona alterações na sensibilidade térmica; a quarta cobre os efeitos do ambiente do motor, principalmente na queima erosiva. Os autores ainda fizeram algumas considerações sobre os modelos de combustão, onde as análises fundamentais de combustão provêm entendimento do mecanismo de controle da sensibilidade térmica, explicando a maioria dos efeitos observados em dados experimentais. Porém, estes modelos não tratam alguns dos aspectos do comportamento de combustão não ideal e a influência dos aditivos por si de uma maneira direta. Os autores recomendaram que a dependência das propriedades térmicas com a temperatura deveria ter sido levada em conta, além dos efeitos dos tipos de ligantes.

No trabalho de Kishore e Sridhara (1986), os autores afirmam que a temperatura inicial dos propelentes sólidos influencia a velocidade de queima, afeta o desempenho dos motores foguetes e que geralmente o aumento da temperatura aumenta a velocidade de queima. Os autores ainda definem sensibilidade térmica, citam uma série de trabalhos relacionados ao tema para diversos tipos de propelentes sólidos e apresentam relações envolvendo a sensibilidade térmica, pressão de câmara e temperatura inicial do bloco.

## 2. Metodologia para obtenção da sensibilidade térmica

Neste item são mostrados os equacionamentos e os procedimentos utilizados para determinação dos valores da sensibilidade térmica dos três propelentes estudados em três diferentes faixas de temperatura.

A equação da velocidade de queima para os propelentes sólidos compósitos é dada por:

$$r = a P_C^n, \quad (1)$$

onde  $r$  é a velocidade de queima,  $P_C$  é a pressão de câmara,  $a$  é uma constante empírica influenciada pela temperatura ambiente do bloco de propelente, também conhecida como coeficiente de temperatura, e  $n$  é o expoente de pressão da velocidade de queima (Barrère, 1960). A determinação da velocidade de queima é experimental.

A sensibilidade térmica da velocidade de queima, representada por  $\sigma_p$ , expressa a variação da velocidade de queima em função da variação da temperatura do bloco de propelente para uma determinada pressão de câmara.

$$\sigma_p = \left( \frac{\partial \ln r}{\partial T} \right)_p = \frac{1}{r} \left( \frac{\partial r}{\partial T} \right)_p \quad (2)$$

A sensibilidade térmica da pressão  $\pi_k$ , expressa a variação da pressão de câmara em função da temperatura do bloco de propelente para um valor particular de  $K$ , uma função geométrica da razão entre a superfície de queima  $A_b$  e a área da seção crítica  $A_t$ .

$$\pi_K = \left( \frac{\partial \ln P}{\partial T} \right)_K = \frac{1}{P_C} \left( \frac{\partial P}{\partial T} \right)_K \quad (3)$$

Geralmente, no desenvolvimento de um novo propelente, o coeficiente  $\sigma_p$  é calculado a partir de dados de queima em Bomba Crawford e  $\pi_K$  a partir da queima de motores reduzidos ou em motores em escala real.

Para um dado valor de  $\pi_K$ , o efeito de pequenas variações da temperatura do bloco de propelente na pressão da câmara do motor pode ser obtido a partir da integração da equação (2):

$$\Delta P \cong \pi_K P_C \Delta T \quad , \quad (4)$$

onde  $P_C$  é a pressão de câmara a uma determinada temperatura,  $\Delta P$  é o acréscimo de pressão devido à diferença de temperatura  $\Delta T$ , que é tomada em relação à temperatura de referência.

Os valores de  $\pi_K$  e  $\sigma_p$  dependem primariamente da natureza da velocidade de queima, da composição do propelente e do mecanismo de combustão do propelente.

A equação (5) estabelece a relação entre as duas sensibilidades térmicas.

$$\pi_K = \frac{1}{1-n} \sigma_p \quad (5)$$

Substituindo o valor de  $r$  da equação (1) na equação (2) obtém-se a equação (6), que define  $\sigma_p$  em termos de variações no fator de temperatura  $a$  para uma pressão de câmara constante.

$$\sigma_p = \left[ \frac{\partial \ln(a P_C^n)}{\partial T} \right]_P = \frac{1}{a} \left[ \frac{\partial a}{\partial T} \right]_P \quad (6)$$

Usando a sensibilidade térmica e a equação (1), a velocidade de queima do propelente, pode ser aproximada para:

$$r = a P_C^n e^{\sigma_p \Delta T} \quad (7)$$

A alteração na velocidade de queima devido à variação na temperatura do bloco de propelente, em relação à lei de queima determinada empiricamente, é traduzida pelo parâmetro denominado sensibilidade térmica ( $\pi_K$ ).

De (5), vem:

$$\sigma_p = \pi_K \cdot (1-n) \quad (8)$$

substituindo  $\sigma_p$  em (7) fica:

$$r = a \cdot P_C^n e^{\pi_K \cdot (1-n) \cdot \Delta T} \quad (9)$$

ou,

$$r = a \cdot P_C^n e^{\pi_K \cdot (1-n) \cdot (T-T_0)} \quad (10)$$

Desta forma o coeficiente “a” da equação (10) será definido da seguinte forma:

$$a = a_0 \cdot \alpha \quad (11)$$

onde:

$$\alpha = \frac{r_1}{r_2} \quad (12)$$

e

$$\alpha = e^{(1-n) \cdot \pi_K \cdot (T-T_0)} \quad (13)$$

Aplicando ln em (13), vem:

$$\ln \alpha = (1 - n) \cdot \pi_K \cdot (T - T_0) \cdot \ln e \quad (14)$$

$$\ln \alpha = (1 - n) \cdot \pi_K \cdot (T - T_0) \quad (15)$$

$$\pi_K = \frac{\ln \alpha}{(1 - n) \cdot (T - T_0)} \quad (16)$$

Sendo  $a_0$  o coeficiente de pressão à temperatura  $T_0$ ,  $\alpha$  a correção da velocidade de queima em função da temperatura  $T$ ,  $n$  o expoente de pressão,  $T$  a temperatura do bloco de propelente e  $T_0$  a temperatura de referência do bloco de propelente.

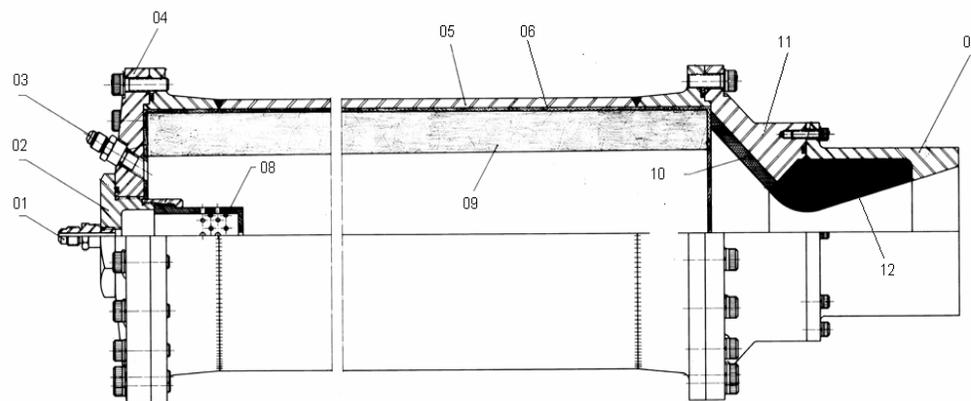
O parâmetro propulsivo de maior relevância relacionado ao desempenho do motor foguete é o impulso específico ( $I_{sp}$ ), que representa o impulso gerado pela combustão do propelente e expansão dos gases pela tubeira por unidade de massa de propelente ( $m_p$ ), que pode ser expresso a partir dos resultados de ensaio de queima mostrado na equação (17). Através das medições de empuxo foi determinada também a influência da temperatura do propelente no desempenho do foguete.

$$I_{sp} = \frac{\int F(t) \cdot dt}{m_p} \quad (17)$$

### 3. Arranjo experimental

A fim de compatibilizar interesses de realização dos ensaios, prazos e disponibilidade operacional (produção dos propelentes e ensaios associados), foi estabelecido um arranjo otimizado de forma a viabilizar este estudo.

A opção pelo motor teste (Fig. (1)) foi feita por ser economicamente viável e representativo das características balísticas dos motores em escala reais. Em seguida, observados os aspectos de segurança para manuseio dos propelentes, foram selecionadas três temperaturas de ensaios, compatíveis com a câmara térmica disponível. Foram estabelecidas também três pressões de câmara, representativas das pressões usuais de operação dos motores que utilizam estes tipos de propelentes. Desta maneira, foram utilizados nove motores testes para cada tipo de propelente, perfazendo um total de vinte e sete ensaios.



ITEM	DESCRIÇÃO	ITEM	DESCRIÇÃO
01	Tomada de pressão do Ignitor	07	Tubeira
02	Cabeçote do Ignitor	08	Cesto do ignitor
03	Tomada de pressão da câmara	09	Propelente
04	Tampa dianteira	10	Proteção térmica rígida.
05	Tubo motor	11	Tampa traseira
06	Proteção térmica flexível	12	Grafite

Figura 1. Motor teste.

O motor teste apresentado na Fig. (1) foi montado no Banco de Provas Horizontal de 100kN (BPH-100kN) adaptado e utilizado para ensaios de motores teste e instrumentação para aquisição de dados.

O motor teste é fixado num berço solidário a uma base, que por sua vez é ligada à estrutura do banco por intermédio de quatro lâminas metálicas que permitem movimento axial. Esta base é ainda conectada a um sistema, composto de cabo, polias e uma massa que permite aplicação de pré-tensão na célula de carga disposta ortogonalmente ao sistema e também ligada à estrutura do banco (Fig. (2)). Na extremidade oposta à da tubeira, é instalada uma estrutura metálica que tem por objetivo interligar o motor à célula de carga, provendo espaço entre eles para instalação do ignitor e saída das mangueiras, onde são instalados os transdutores de pressão. Adicionalmente existe um sistema que trava o conjunto, de forma a permitir a aplicação de esforços durante a instalação do motor e do ignitor, sem o risco de danificar as lâminas. Este sistema só é liberado no procedimento de ajuste da pré-tensão da célula de carga, realizado nos instantes finais que antecedem a ignição do motor.



Figura 2. Motor instalado no banco de ensaios.

Para a climatização dos motores, utilizou-se uma câmara térmica regulada para as temperaturas de 60°C e -40°C de forma a obter as temperaturas desejadas e adotadas como extremos da faixa de estudo. A variação de pressão na câmara foi obtida através de diferentes diâmetros de seção crítica na garganta da tubeira de acordo com o tipo de propelente utilizado, PC1, PC2 e PC3. As diferenças entre os três propelentes estudados são basicamente as seguintes: granulometria do oxidante sólido utilizado, percentual de alumínio e o percentual de resina (combustível) na mistura. O propelente PC3 é utilizado no motor S31 (primeiro estágio) e se enquadra na categoria dos “boosters”, pois é caracterizado por uma queima muito rápida, produzindo um efeito de catapulta no restante do veículo. O propelente PC1 é utilizado no motor S 30, constituindo o segundo estágio, e finalmente o propelente PC2 utilizado nos propulsores impulsores de rolamento (PIR). Ao todo foram realizados 27 ensaios para combinações de temperatura dos propelentes, diâmetro crítico e tipo de propelente, conforme apresenta a Tab. 1. Nessa tabela ainda são apresentados os resultados experimentais para a pressão média na câmara e para o tempo total de queima. A Fig. (3) mostra uma curva típica de pressão na câmara versus o tempo de ensaio, donde se extrai as informações para se obter o tempo de queima  $t_b$ .

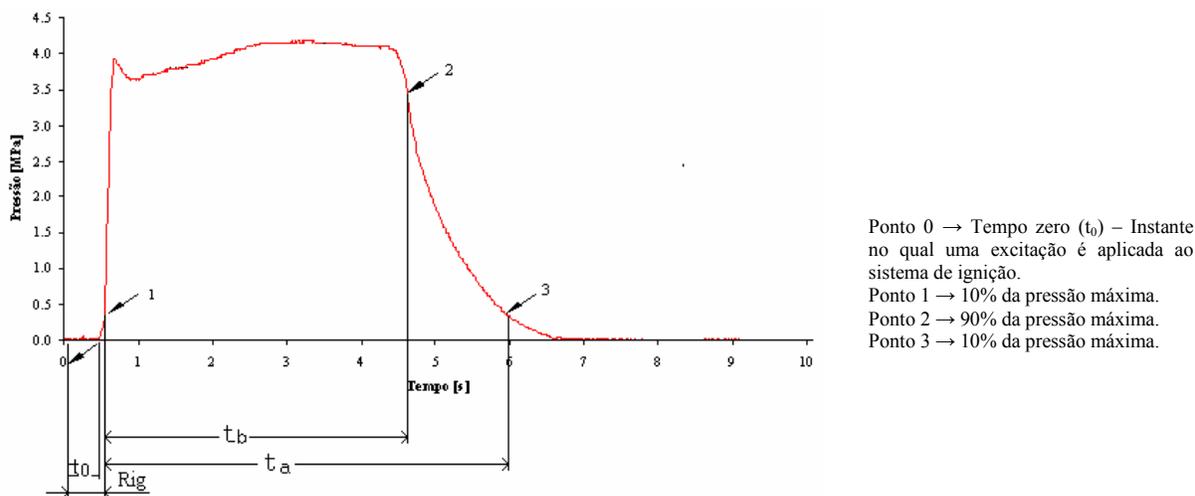


Figura 3. Resultado típico de pressão na câmara versus tempo de ensaio.

Tabela 1. Resumo dos ensaios realizados.

Propelente	Diâmetro da seção crítica (mm)	Temperatura do bloco propelente $T$ (K)	Pressão média $\bar{P}_c$ (MPa)	Tempo de queima $t_b$ (s)
PC1	21,00	233	4,22	3,94
	19,00	296	4,76	3,66
	17,00	333	5,12	3,48
	21,00	233	5,69	3,59
	19,00	296	6,24	3,25
	17,00	333	6,83	3,08
	21,00	233	7,46	3,32
	19,00	296	8,54	3,14
PC2	17,00	333	9,21	2,91
	21,00	231	3,25	4,41
	19,00	296	4,17	4,01
	17,00	333	4,70	3,60
	21,00	231	4,61	3,51
	19,00	296	5,86	3,17
	17,00	333	6,51	2,98
	21,00	231	6,37	3,17
PC3	19,00	296	8,07	2,93
	17,00	333	8,66	2,72
	29,00	233	3,76	2,39
	27,00	289	4,36	2,23
	25,00	333	4,91	1,98
	29,00	233	4,81	2,12
	27,00	289	5,50	1,90
	25,00	333	6,37	1,74
PC3	29,00	233	6,14	1,86
	27,00	289	7,24	1,71
	25,00	333	8,30	1,49

#### 4. Cálculo das leis de queima

A lei de queima para um propelente específico a uma dada temperatura, foi obtida utilizando o seguinte procedimento:

1. Três motores são ensaiados com diferentes diâmetros da seção crítica submetidos à mesma temperatura.
2. Das curvas obtidas, exemplificadas na Fig. (4), calculam-se o tempo de queima ( $t_b$ ) e a pressão média de câmara ( $\bar{P}_c$ ) através da equação (18).

$$\bar{P}_c = \frac{\int_0^{t_b} P_c dt}{t_b} \quad (18)$$

3. A espessura de queima ( $web$ ) é obtida diretamente do bloco de propelente.
4. Através da razão entre a espessura de queima e o tempo de queima extrai-se a velocidade de queima utilizando a equação (19).

$$r = \frac{web}{t_b} \quad (19)$$

5. A partir dos três pontos obtidos experimentalmente, gera-se o gráfico da velocidade de queima em função da pressão conforme mostrado nas Fig.'s. (5) a (7) e, a partir da linha de tendência, obtêm-se o expoente de pressão e o coeficiente de temperatura.

Através dos dados experimentais foram verificadas pequenas alterações no expoente de pressão  $n$ , que são decorrentes das incertezas das medições. Portanto, para determinação das “leis de queima corrigidas” para a faixa de temperatura em estudo, denotadas por  $r^C$ , foi utilizado o valor médio de  $n$ , denotado por  $\bar{n}$ , oriundo das leis de queima obtidas a partir de dados dos motores em escala reduzida ( $r^0$ ).

Em consequência, houve a necessidade de se corrigir o valor do coeficiente  $a$ , de forma a preservar o valor real da velocidade de queima ( $r^0$ ) original.

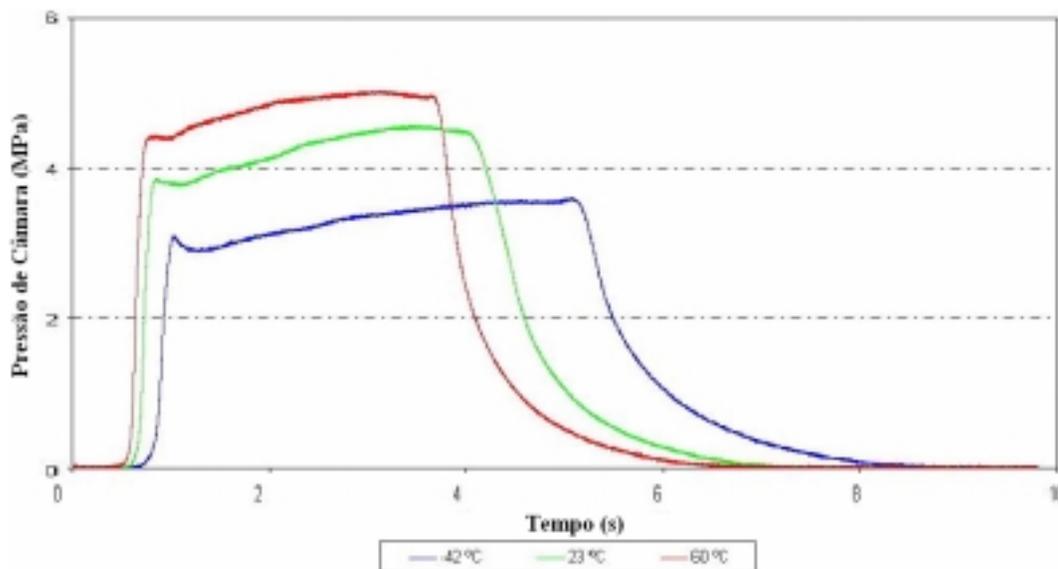


Figura 4. Comportamento da pressão de câmara em diferentes temperaturas para o propelente PC2.

Assim, a lei de queima e a sensibilidade térmica  $\pi_K$ , representativas da faixa de temperatura em estudo, foram obtidas da seguinte maneira:

1. Obtém-se o valor de  $\bar{n}$ , correspondente à faixa em estudo.
2. Atribui-se um valor de referência para  $P_C$ , denotado por  $P_{Cref}$ , e calcula-se as velocidades de queima, pela aplicação das leis de queima correspondentes aos extremos da faixa em estudo. Foi adotada como referência a pressão de 6 MPa por ser esta a pressão média de operação da maioria dos motores utilizados pelo IAE. Assim, a equação (20) passou a ser uma variação da equação (1) obtida a partir de dados do motor teste para a pressão de referência.

$$r^o = a \cdot P_{Cref}^{\bar{n}} \quad (20)$$

onde  $r^o$  é a lei de queima obtida a partir de dados de motores testes e  $P_{Cref}$  a pressão de câmara de referência.

3. Obtém-se o valor de  $\alpha$ , que é a razão das velocidades de queima da temperatura em estudo, através da equação (12).
4. Através da equação (16), calcula-se  $\pi_K$  correspondente à faixa de temperatura em estudo.
5. Estabelecem-se as novas leis de queima, denotadas  $r^C$ , correspondentes aos extremos da faixa em estudo, utilizando-se o valor de  $\bar{n}$  e calculando-se o novo valor de  $a$ , de maneira que a velocidade de queima obtida experimentalmente através da equação (20) fosse preservada.

Para verificação da influência da temperatura do propelente na sensibilidade térmica, este parâmetro foi calculado nas três faixas de temperatura.

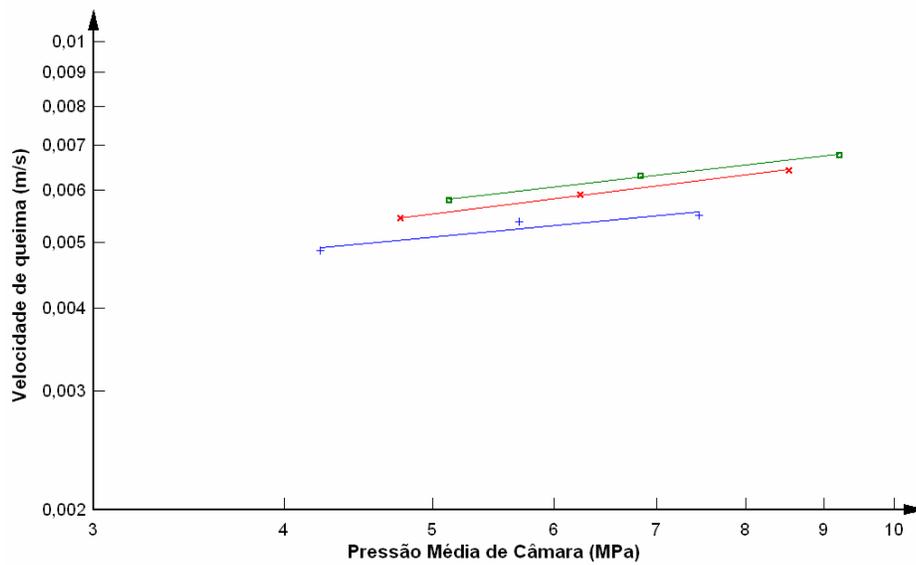


Figura 5. Influência da pressão e da temperatura de ensaio na velocidade de queima para o propelente PC1, sendo ■ T = 333K, X T = 296K e + T = 233K .

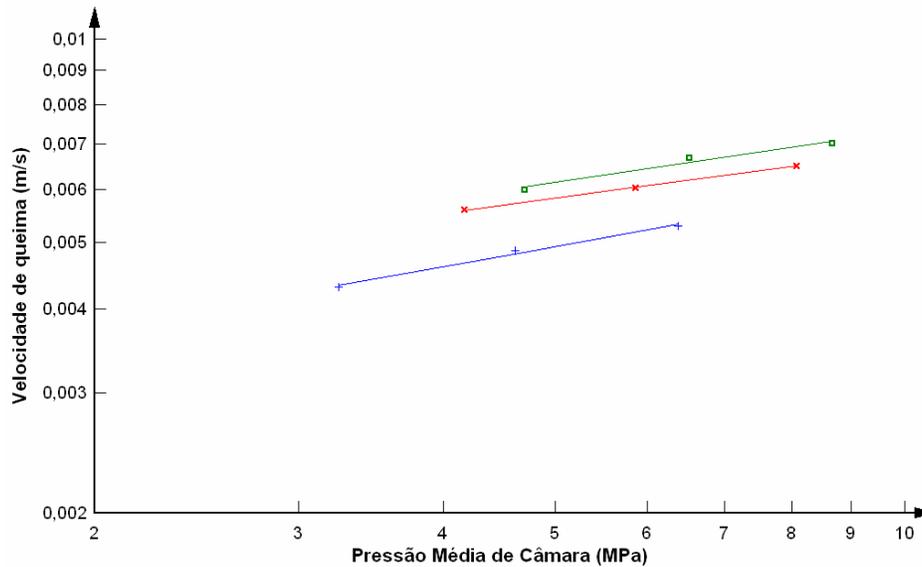


Figura 6. Influência da pressão e da temperatura de ensaio na velocidade de queima para o propelente PC2, sendo ■ T = 333K, X T = 296K e + T = 231K .

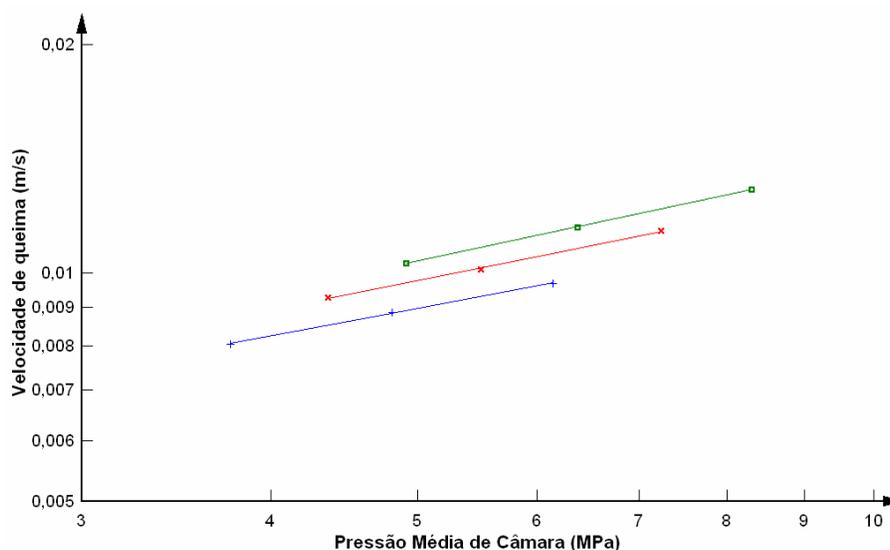


Figura 7. Influência da pressão e da temperatura de ensaio na velocidade de queima para o propelente PC3, sendo ■ T = 333K, X T = 289K e + T = 233K .

## 5. Resultados

São apresentadas a seguir as leis de queima obtidas com os dados dos vinte e sete ensaios em três diferentes temperaturas do bloco de propelente e a velocidade de queima para a pressão de câmara de 6 MPa para cada um dos propelentes. A partir das leis de queima e das equações apresentadas, são obtidos os valores das sensibilidades térmicas.

### **PC1:**

T = 333 K	$r^o = 0.003743 P_C^{0,2667}$	$r^o = 0.003743 \times 6^{0,2667}$	$r_{333K}^o = 6.0360 \times 10^{-3} \text{ m/s}$
T = 296 K	$r^o = 0.003469 P_C^{0,2867}$	$r^o = 0.003469 \times 6^{0,2867}$	$r_{296K}^o = 5.7983 \times 10^{-3} \text{ m/s}$
T = 233 K	$r^o = 0.003577 P_C^{0,2190}$	$r^o = 0.003577 \times 6^{0,2190}$	$r_{233K}^o = 5.2958 \times 10^{-3} \text{ m/s}$

### **PC2:**

T = 333 K	$r^o = 0.004033 P_C^{0,2595}$	$r^o = 0.004033 \times 6^{0,2595}$	$r_{333K}^o = 6.4203 \times 10^{-3} \text{ m/s}$
T = 296 K	$r^o = 0.004001 P_C^{0,2316}$	$r^o = 0.004001 \times 6^{0,2316}$	$r_{296K}^o = 6.0588 \times 10^{-3} \text{ m/s}$
T = 231 K	$r^o = 0.002956 P_C^{0,3169}$	$r^o = 0.002956 \times 6^{0,3169}$	$r_{231K}^o = 5.2156 \times 10^{-3} \text{ m/s}$

### **PC3:**

T = 333 K	$r^o = 0.005133 P_C^{0,4320}$	$r^o = 0.005133 \times 6^{0,4320}$	$r_{333K}^o = 11.131 \times 10^{-3} \text{ m/s}$
T = 289 K	$r^o = 0.005054 P_C^{0,4056}$	$r^o = 0.005054 \times 6^{0,4056}$	$r_{289K}^o = 10.453 \times 10^{-3} \text{ m/s}$
T = 233 K	$r^o = 0.004817 P_C^{0,3827}$	$r^o = 0.004817 \times 6^{0,3827}$	$r_{233K}^o = 9.563 \times 10^{-3} \text{ m/s}$

Foi observado, através dos resultados dos ensaios, diferença no retardo de acendimento dos motores para os diferentes níveis de temperatura do propelente, como mostrado na Tab. (2). Os valores do impulso específico e da velocidade característica do propelente foram também afetados, de onde se pode notar a influência da temperatura do bloco no tempo de queima, no retardo de ignição e na energia do propelente.

Tabela 2. Tabela comparativa da influência da temperatura do propelente nos parâmetros propulsivos.

Propelente	Pressão média $\bar{P}_c$ (MPa)	Temperatura do bloco, $T$ (K)	Impulso específico, $I_{sp}$ (s)	Velocidade característica $C^*$ (m/s)	Retardo de ignição, $R_{ig}$ (s)
PC1	4,22	233	208,7	1503,5	0,71
	4,76	296	215,3	1520,0	0,60
	5,12	333	220,5	1527,5	0,58
	5,69	233	216,9	1521,0	0,73
	6,24	296	222,3	1537,5	0,63
	6,83	333	228,6	1543,2	0,58
	7,46	233	222,6	1572,8	0,66
	8,54	296	231,5	1573,0	0,63
	9,21	333	233,6	1556,9	0,58
PC2	3,25	231	184,8	1387,2	0,83
	4,17	296	191,9	1406,6	0,67
	4,70	333	199,3	1437,7	0,59
	4,61	231	191,9	1409,4	0,73
	5,86	296	203,4	1448,8	0,59
	6,51	333	208,2	1452,3	0,57
	6,37	231	196,4	1428,3	0,63
	8,07	296	211,8	1489,1	0,49
	8,66	333	212,5	1478,1	0,52
PC3	3,76	233	218,2	1480,8	0,79
	4,36	289	225,0	1501,2	0,64
	4,91	333	227,6	1497,7	0,53
	4,81	233	224,0	1491,8	0,65
	5,50	289	229,4	1501,9	0,59
	6,37	333	232,5	1511,0	0,56
	6,14	233	230,6	1513,0	0,79
	7,24	289	233,2	1502,8	0,50
	8,30	333	237,9	1513,0	0,48

A partir das Fig.'s. (5), (6) e (7), foram obtidos os comportamentos da sensibilidade térmica dos três propelentes estudados, em função das diferentes faixas de temperatura, conforme Tab. (3).

Tabela 3. Tabela comparativa da sensibilidade térmica para diversas faixas de temperatura.

Propelente	Faixa de temperatura (K)	Sensibilidade térmica ( $10^{-3} K^{-1}$ )
PC1	233 a 333	1,73
	233 a 296	1,93
	296 a 333	1,50
PC2	231 a 333	2,86
	231 a 296	3,18
	296 a 333	2,08
PC3	233 a 333	2,57
	233 a 289	2,62
	289 a 333	2,46

## 6. Conclusões

Os dados obtidos dos vinte e sete ensaios realizados tiveram comportamento que permitiu a obtenção dos valores da sensibilidade térmica dos propelentes escolhidos de maneira adequada. As dispersões verificadas no expoente de pressão da lei de queima e no retardo de ignição estão associadas à natureza do propelente e também às incertezas das medições.

As diferenças verificadas nos valores das sensibilidades térmicas dos três propelentes estudados estão relacionadas com suas composições químicas e com as características físicas. As diferenças entre os três propelentes estudados são basicamente as seguintes: granulometria do oxidante sólido utilizado, percentual de alumínio, e percentual de resina (combustível) na mistura.

A metodologia adotada para determinação da sensibilidade térmica mostrou-se eficiente, sendo que os extremos das faixas de temperatura podem ser ainda ampliados e também acrescentadas temperaturas intermediárias com o objetivo de melhorar a visualização da tendência verificada de redução no valor da sensibilidade térmica para as faixas mais elevadas de temperatura.

Analisando as características energéticas dos motores ensaiados mostrados em Tab.às. (2) e (3), foi possível verificar a tendência de aumento do impulso específico com a temperatura, maior do que o justificado pelo aumento da pressão de câmara, de forma a indicar uma possível influência da temperatura no impulso específico. Neste caso sugere-se também um estudo experimental mais específico para sua comprovação.

## 6. Referências

- Barrère, M. (1960). "Rocket propulsion". Elsevier, 1960, 829 p.
- Cohen, N. S.; Flanigan, D. A (1985). Mechanisms and models of solid-propellant burn rate sensitivity: a review. "AIAA Journal", v.23, n.10, p. 1538-1547, out.
- Corrêa, W. S. (2005), "Estudo da sensibilidade térmica dos propelentes sólidos compósitos do tipo HTPB/AP/Al". 115 p. Dissertação de Mestrado – ITA, São José dos Campos.
- Gaunce, M. T.; Osborn J. R. (1986). Temperature sensitivity coefficients of solid propellant burning rate. "Acta Astronautica", v.13, n. 3, p. 127-130, mar.
- Hamke, R. E; Gaunce, M. T.; Osborn J. R. (1987) The effect of pressure exponent on temperature sensitivity. "Acta Astronautica", v.15, n. 6/7, p. 377-382, jun./jul.
- Kishore, K; Sridhara, K (1986). Effect of temperature on the burning rate of solid propellants: a review. "Journal of Propulsion and Power", v.2, n. 3, p. 192-194, mai./jun..
- Sutton, G. P. (1992), "Rocket propulsion elements: an introduction to the engineering of rockets". 6.ed. New York: John Wiley & Sons, pp.365-414.

## EXPERIMENTAL DETERMINATION OF THERMAL SENSIBILITY OF HTPB/AP/AL PROPELLANTS

**William Stanisce Corrêa**

Instituto de Aeronáutica e Espaço – IAE, São José dos Campos, Brasil  
william@iae.cta.br

**Wilson Kiyoshi Shimote**

Instituto de Aeronáutica e Espaço – IAE, São José dos Campos, Brasil  
wilson@iae.cta.br

**Rodrigo Roversi Rapozo**

Instituto de Aeronáutica e Espaço – IAE, São José dos Campos, Brasil  
rapozo@iae.cta.br

**Pedro Teixeira Lacava**

Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA, São José dos Campos, Brasil  
placava@ita.br

**Abstract.** *The knowledge of the thermal sensitivity of the propellants is fundamental for the calculation of the rocket engines propulsive parameters. As found in the literature, the initial temperature of the propellant grain has a considerable influence on the burning rate of these engines. Differences in the burning rate due the change of propellant initial temperature grain result in alterations in the operation time and in the chamber pressure level, and it might affect the rocket performance. The present work shows a methodology for obtaining the thermal sensitivity of the propellants PC1, PC2 and PC3, used in the survey rocket VSB-30, which consists the burning of small scale engines, with the propellant grain at several temperatures. The results obtained for this parameter allow the prediction of the engine performance with high precision, and in different operation conditions, to estimate the burning rates.*

**Keywords:** *thermal sensibility, solid propellants, HTPB/AP/AL propellants, rocket engine.*