

Princípios de Balística Interna: uma Metodologia e Aplicação Experimental Didática

Fernando Stancato
Escola Politécnica da USP

José Miraglia
Instituto Tecnológico da Aeronáutica

Copyright © 1997 Society of Automotive Engineers, Inc.

RESUMO

O presente trabalho tem como objetivo apresentar uma metodologia experimental para a melhor compreensão dos fenômenos relativos à balística interna e da influência da pressão interna junto à velocidade de queima linear.

É apresentado o modelo matemático de balística interna e feitas hipóteses simplificadoras. É apresentada a metodologia experimental com o uso de um tubo motor com grão propelente (nitrato de sódio e sacarose) cilíndrico com queima na face frontal não inibida. São apresentados e comentados 13 testes estáticos com pressões de 0,3 a 20 MPa e calculada uma correlação exponencial característica da velocidade de queima linear. É apresentado o desenvolvimento de um tubo motor para propulsão de um foguete experimental e suas avaliações em testes estáticos e em vôo. É possível observar que embora o objetivo da metodologia experimental usada fosse didática, os dados de velocidades de queima lineares são bastantes fiáveis para projetos de caráter experimental.

INTRODUÇÃO

O presente trabalho é fruto de um trabalho de iniciação científica que é levado junto a universitários e colegiais com o objetivo de aplicações e aprofundamentos de matérias de ciências exatas em projeto, construção, teste e lançamento de foguetes experimentais.

Após a construção e lançamento de alguns foguetes experimentais com projetos de motores consagrados (X1, 1976) decidiu-se pelo projeto e construção de tubos motor com um propelente que propiciasse uma queima controlada e que fosse de fácil e acessível confecção. Foi escolhida uma mistura de nitrato de sódio - sacarose pelo seu baixo custo, fácil e segura manipulação, não toxicidade e com componentes facilmente encontrados no mercado local.

Foi feita uma pesquisa bibliográfica para obtenção da equação da velocidade de queima linear e não foi encontrada. As referências (VYVERMAN, 79) e (MARCHI, 85) sugerem uma equação para um propelente a base de sacarose - nitrato de potássio assim como (PARKIN, 59) apresenta uma velocidade a uma determinada pressão para o mesmo propelente

Sendo esta equação fundamental para o projeto de tubos motores, foi decidido se levantar dados experimentais para determinação desta equação.

Neste trabalho é comentada a metodologia para obtenção da equação de queima linear do propelente nitrato de sódio - sacarose, o projeto, construção, teste e uso em lançamento de um tubo motor com este propelente.

MODELO

Sabe-se que a velocidade de queima linear em um propelente é função da pressão interna da câmara de combustão:

$$r = a \cdot p_c^n \quad \text{EQ(1)}$$

onde

r = velocidade de queima linear
a = constante de queima linear
 p_c = pressão interna da câmara de combustão
n = expoente de queima linear

Em um tubo motor em situação de equilíbrio, podemos escrever

$$p_c = \frac{m_t \cdot (\gamma \cdot R/M \cdot T_c)^{1/2}}{\Gamma \cdot A_t} \quad \text{EQ(2)}$$

MARCHI

onde

m_t = vazão mássica de gases que passam pela garganta da tubeira
 γ = relação entre os calores específicos a pressão e a volume constante
 T_c = Temperatura dos gases na câmara de combustão
 R = Constante universal dos gases
 M = Massa molecular média dos gases
 $\Gamma = \gamma(2/(\gamma + 1))^{(\gamma + 1)/2(\gamma - 1)}$
 A_t = Área transversal da garganta da tubeira

Podemos definir para uma determinada pressão da câmara de combustão uma razão

$$\text{onde } X_{g/p} = m_t/m_p \quad \text{EQ(3)}$$

$X_{g/p}$ = porcentagem mássica de gases em escoamento bifásico
 m_p = razão de consumo de propelente

portanto podemos escrever a EQ(2) como

$$p_c = m_p \cdot X_{g/p} \cdot (\gamma \cdot R / M \cdot T_c)^{0.5} / \Gamma \cdot A_t \quad \text{EQ(4)}$$

Sabendo-se portanto as propriedades termodinâmicas em função da pressão de equilíbrio, a área da garganta e a razão de consumo do propelente é possível através de método reiterativo se estimar a pressão de equilíbrio.

PROPIEDADES TERMODINÂMICAS

Foi utilizado um programa de cálculo de desempenho teórico de propelentes supondo não reação química dos produtos da combustão durante a expansão (GORDON, 76). Foram calculados para pressões de 5, 10, 40, 100, 150 e 200 atm as propriedades abaixo listadas:

Tabela 1. Propriedades termodinâmicas calculadas para diversas pressões.

Pressão (atm)	T_c (K)	γ	$X_{g/p}$	M	Γ	Cf
5	1550	1,1791	0,8402	27,83	0,7004	1,089
10	1615	1,1712	0,8145	27,62	0,6998	1,270
20	1677	1,1639	0,7894	27,42	0,6924	1,416
40	1732	1,1578	0,7672	27,30	0,6882	1,539
100	1785	1,1519	0,7434	26,97	0,6858	1,675
150	1802	1,1501	0,7362	26,90	0,6849	1,728
200	1811	1,1491	0,7321	26,85	0,6844	1,762

Obs.: Cf = coeficiente de empuxo.

EQUIPAMENTO

TUBO MOTOR. Para se obter as velocidades de queima em diversas pressões utilizou-se um tubo motor cilíndrico com propelente com queima na face

frontal (end burning) com inibição lateral e traseira. Utilizou-se um tubo ST 52 com as seguintes dimensões:

diâmetro interno: 51 mm
 diâmetro externo: 70 mm
 Comprimento da câmara: 300 mm

Este tubo tem uma ponta fechada e na outra uma tampa com rosca cônica com um encaixe para tubeira com diversos diâmetros de garganta.

Tabela 2. Dimensões das tubeiras usadas.

Diâmetro da garganta (mm)	Área da garganta (mm ²)	Área de saída (mm ²)	Razão de expansão
4,2	17,64	58,08	3,25
3,2	10,24	23,76	2,32
2,2	4,84	78,54	16,23
1,9	3,61	33,18	9,19
1,7	2,89	33,18	11,47
1,5	2,25	33,18	14,74

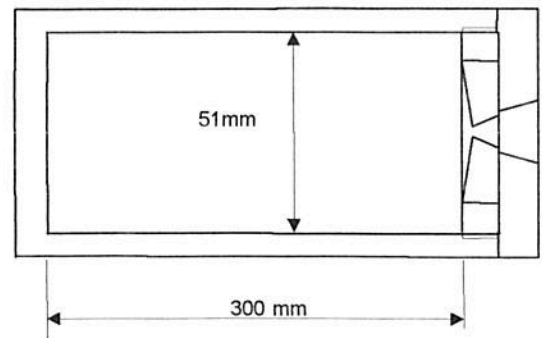


Figura 1. Corte lateral do tubo motor de testes

BALANÇA DINAMOMÉTRICA. Alguns testes foram realizados com o tubo motor fixo na posição vertical ou colocado em uma balança dinamoétrica na posição horizontal com mecanismo de quatro barras articuladas.

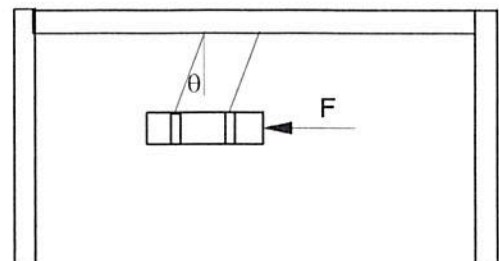


Figura 2. Tubo motor na balança dinamoétrica

PREPARAÇÃO

Para os testes foram utilizados grãos com queima na face frontal com inibição lateral e no final do grão.

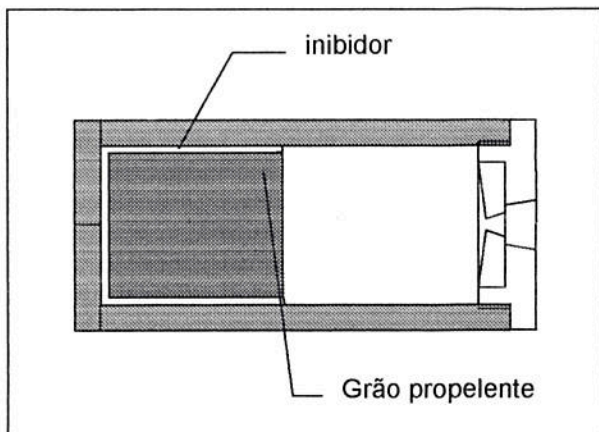


Figura 3. Corte do tubo motor com o grão propelente inibido.

Antes de se colocar o propelente no tubo motor é necessário preparar a inibição do grão para evitar que comece a queimar em áreas não desejadas. Usou-se açúcar refinado fundido para tal. Após fundido o açúcar era introduzido no tubo já pré aquecido e introduzido um pistão de madeira recoberto de papel alumínio untado com óleo. Após o açúcar fundido resfriar e endurecer, então o pistão de madeira e o papel alumínio era retirado deixando uma camada de 3mm nas laterais e no fundo do tubo e medido a distância L_1 entre a borda do tubo e o fundo com o inibidor.

O grão propelente é composto de uma mistura de 40 % de sacarose e 60 % de nitrato de sódio. Utilizou-se nitrato de sódio comercial pelo seu baixo custo e fácil aquisição. Como combustível optou-se por açúcar refinado pelos mesmos motivos. Após pesados e peneirados são misturados em recipiente de vidro com tampa e agitados manualmente por 1 a 2 minutos. Terminada a mistura o propelente é colocado em um recipiente e aquecido em um aquecedor de resistência elétrica. O açúcar começa a fundir-se e após ficar com uma cor levemente marrom é despejado no tubo motor já inibido.

Logo após a introdução do propelente, antes de se atingir total solidificação é colocado no tubo 0.5 gramas de pólvora negra que levemente pressionada na face não inibida ajuda o início da combustão do grão.

Após totalmente solidificado é medida a distância entre a face do propelente e a borda do tubo e com L_1 é determinado o comprimento do grão propelente, L .

A massa de propelente utilizada foi calculada multiplicando-se o volume do propelente ($L \cdot \text{área frontal do grão}$) pela densidade do propelente ($1,81 \text{ g/cm}^3$ para todos os testes, assumida constante).

QUEIMA DO GRÃO PROPELENTE

As queimas dos grãos propelente foram iniciadas através da ignição de uma carga de 0,5 g de pólvora negra com a queima de um fio de níquel - cromo. Uma bateria de 20 A . hora de 12 V foi usada para esta ignição remota. Todos os testes foram registrados em equipamento de vídeo tape. Em todos os testes foi observada uma rápida pressurização da câmara de combustão. Os tempos de queima foram obtidos posteriormente através da análise das filmagens.

AVALIAÇÕES DAS VELOCIDADES DE QUEIMA E DAS PRESSÕES INTERNAS

Foram feitos 13 testes estáticos. Foi utilizado um tubo motor como o descrito no item equipamento.

Tabela 3. Medições dos diversos testes

T	P	D_g mm	D_{gp} mm	D_{ge} mm	T_q s	L mm	r cm/s	p_c 10^5 Pa
1	H	4,2	2,7	2,7	58	29	0,05	3,30
2	V	4,2	3,9	3,9	25	34	0,13	3,16
3	V	3,2	2,8	2,8	10	28	0,28	12,84
4	H	2,2	2,0	2,0	8,0	39	0,49	43,60
5	V	2,2	2,0	2,0	7,0	30	0,43	38,27
6	H	1,5	1,3	1,3	2,7	28	1,05	216
7	H	1,5	1,3	1,3	6,7	73	1,08	229
8	V	1,5	1,8	1,65	5,0	141	3,13	383
9	V	1,5	1,3	1,3	-	72	-	-
10	V	1,5	1,3	1,3	-	69	-	-
11	H	1,7	1,4	1,4	8,5	74	0,88	158
12	V	1,7	2,2	1,95	7,3	83	1,13	107
13	V	1,9	1,5	1,5	4,8	57	1,18	157

Obs.: T = teste, V = posição vertical do tubo motor, H = posição horizontal do tubo motor, D_g = diâmetro da garganta da tubeira, D_{gp} = diâmetro da garganta depois do teste, D_{ge} = diâmetro da garganta admitida, T_q = tempo de queima, L = comprimento do grão, r = velocidade de queima linear, p_c = pressão da câmara de combustão.

Os tempos de queima foram obtidos através das filmagens em cada teste. As velocidades de queima foram admitidas constantes e foram calculadas dividindo-se o comprimento do grão, L, pelo tempo de queima. A razão de consumo do propelente foi calculada dividindo-se a massa de propelente pelo tempo de queima. A hipótese de velocidade de queima constante foi comprovada em diversos testes onde o ângulo da balança dinamométrica foi praticamente constante durante a queima.

Em alguns testes os diâmetros das gargantas das tubeiras após as queimas estavam ligeiramente menores por depósito de NaOH já solidificado junto ao bocal. Para efeito do cálculo das pressões da câmara foi usado o valor menor. Em dois testes houve erosão da garganta. Para estes testes foi admitido um diâmetro igual à média aritmética entre os dois.

A pressão de câmara, p_c , foi calculada reiterativamente por EQ(4) com os valores interpolados das propriedades termoquímicas da tabela 1.

Nos testes 9 e 10 a tampa com os bocais se desprenderam do tubo. O teste 8 apresentou um comportamento bastante diverso dos restantes. Isto

deve ter se dado por ter-se colocado uma camada de 10 mm de propelente posterior ao endurecimento do primeiro grão. Há a possibilidade de ter-se dado uma queima na interface desta camada e da face frontal do grão aumentando demasiadamente a pressão. Houve dificuldade em se determinar o tempo de queima correto dos testes 1 e 11 pois no teste 1 houve uma lenta pressurização em 30 segundos, queimando por mais 28 segundos. Adotou-se o tempo de 58 segundos de queima. No teste 11 há uma queima com um fluxo de gases maior nos primeiros 8,5 segundos com aparente baixo fluxo de gases nos 90 segundos de queima seguintes. Houve uma erosão na garganta nos testes 8 e 12, provavelmente por má qualidade do aço usado nestes bocais.

DETERMINAÇÃO DA EQUAÇÃO DE QUEIMA LINEAR

Foi calculada uma correlação exponencial para determinação da equação de queima linear pelo método dos mínimos quadrados. Não foram considerados os pontos 1, 8, 11 e 12 por motivos de erros de medida comentados no item anterior. Houve uma boa correlação para os pontos com um bom coeficiente de explicação ($R^2 = 0,9844$). Segue abaixo a equação de queima linear:

$$r = 0,0728 \cdot p_c^{0,51} \quad \text{EQ(5)}$$

onde

r = velocidade de queima linear [cm/s]
 p_c = pressão da câmara de combustão [10^5 Pa]

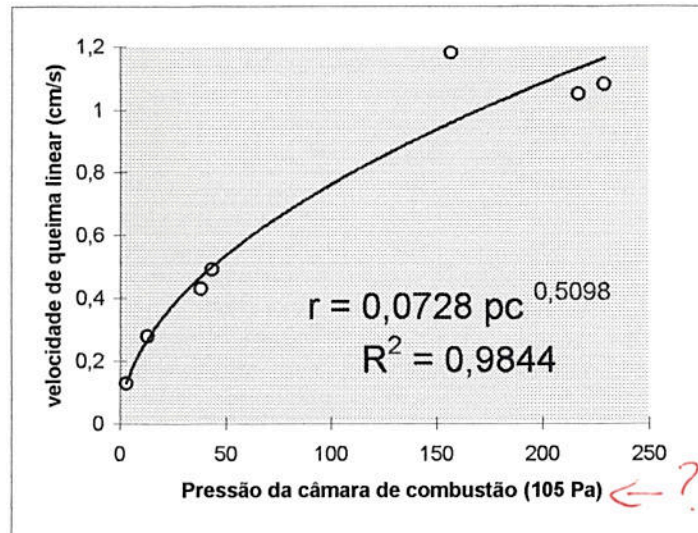


Figura 4. Gráfico da equação da velocidade de queima linear com os pontos experimentais.

PROJETO DO TUBO MOTOR M-1

Com a equação de queima linear e os parâmetros termo - químicos da mistura nitrato de sódio - sacarose foi feito um projeto de um tubo motor para um foguete experimental com grão cilíndrico com

perfuração central circular e queima interna e externa sem inibição nas pontas.

Dados iniciais:

- $p_c = 10 \cdot 10^5$ Pa
- força de empuxo resultante do fluxo de gases, $F = 100$ N
- tempo de queima = 3,5 s

CALCULO DA ÁREA DE GARGANTA.

$$A_t = F / C_f \cdot p_c \quad \text{EQ(6)}$$

onde

C_f = coeficiente de empuxo

Usando o valor de $p_c = 10 \cdot 10^5$ Pa e $C_f = 1,1270$ (valor obtido da tabela 1 para a pressão de 10 atm) e $F = 100$ N obtemos da EQ(6)

$$A_t = 7,87 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2$$

CÁLCULO DA ÁREA DE QUEIMA. Pela EQ(4) e os valores acima obtemos

$$m_p = 0,0887 \text{ Kg/s}$$

mas

$$A_q = m_p / r \cdot \rho$$

onde

ρ = densidade do propelente
 A_q = área de queima

Usando a EQ(5) para determinação de r e o valor de $1,81 \text{ g/cm}^3$ para a densidade do propelente obtemos:

$$r = 0,23 \text{ cm/s}$$

$$A_q = 208 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2$$

Com estes dados foi construído um tubo motor com as seguintes características:

Diâmetro interno da câmara de combustão	54,6 mm
Diâmetro externo da câmara de combustão	59,2 mm
Diâmetro da garganta do bocal	10,0 mm
Diâmetro da saída do bocal	20,0 mm
Diâmetro externo do grão	43,0 mm
Diâmetro do furo interno do grão	10,0 mm
Comprimento do grão propelente	125,0 mm

TESTES DO TUBO MOTOR M-1

Foram realizados um teste estático e três usos do motor em lançamentos de um foguete experimental. O teste estático foi feito com o tubo motor na vertical e o tempo de queima foi medido pela análise da gravação do teste em vídeo. Durante a queima o motor atuou em uma mola cronometrando-se o tempo que a mola ficou distendida.

Foi utilizado um foguete experimental com sistema de recuperação para os lançamentos. Foi estimada a força de empuxo usando-se a aceleração durante a fase propulsada na rampa de lançamento e a massa do foguete. Os tempos de queima nos lançamentos foram cronometrados analisando-se também gravações em vídeo. Pode-se perceber velocidades de ligeiramente maiores que a prevista para queima linear provavelmente pelo efeito de queima erosiva.

MARCHI, CARLOS HENRIQUE. Mini-foguete Netuno. Trabalho de graduação - Engenharia Mecânica - Universidade Federal de Santa Catarina. 1985.

Tabela 4. Resultados de testes realizados com o tubo motor M-1

Testes	Tipo de teste	Tempo de queima (s)	Força de empuxo (N)	Apogeu (m)	r (cm/s)
1	estático	2,7	-	-	0,31
2	vôo	2,8	-	-	0,30
3	vôo	2,7	130	450	0,31
4	vôo	3,0	130	450	0,28

Tabela 5. Dados do foguete experimental

Massa do foguete	1,515 Kg
Massa do motor	0,750 Kg
Massa do propelente	0,320 Kg
Diâmetro	63 mm
Comprimento	1,750 m

CONCLUSÃO

Foi proposta e executada uma metodologia didática experimental simples para se avaliar e compreender as características de queima de um propelente.

A metodologia apresentou-se satisfatória para a compreensão dos fenômenos físicos relacionados com o experimento, possibilitando o projeto, teste e lançamento de foguetes experimentais.

REFERÊNCIAS

PARKIN, CHARLES M. JR . The rocket handbbook for amateurs. New York, The John Day Company, INC., 1959, 306 p.

SUTTON, GEORG P. Rocket propulsion elements. New York, John Wiley & Sons, INC., 1965, 466 p.

GORDON, S ; MCBRAID, B.J. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium composition , rocket performance, incident and reflected shocks, and Shapman - Jouget detonations. NASA Lewis Research Center, NASA SP 273. March, 1976.

Projeto X 1 . Relatório Técnico EAE - 1 - 76. CTA/IAE - Ministério da Aeronautica, 1976, 77 p.

VYVERMAN, TONY. The potassiumnitrate - sugar propellant. Relatório. 1978.