

QUEIMA DO POLIETILENO COM TETRÓXIDO DE NITROGÊNIO EM UM PROPULSOR HÍBRIDO

L.V.Arnoni
F.S. Costa

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Laboratório de Combustão e Propulsão, Rodovia Presidente Dutra
Km 40, Cachoeira Paulista, SP.
leoarnoni@gmail.com

Resumo

Este trabalho objetiva realizar um estudo do desempenho do polietileno de alta densidade queimando com tetróxido de nitrogênio em um propulsor híbrido. É apresentado um estudo teórico usando o programa CEA NASA 2004, considerando-se diversas razões de equivalência, pressões na câmara e razões de expansão da tubeira do propulsor. Verificou-se que os maiores impulsos específicos são obtidos com razões de equivalência de 1,4 a 1,6 para pressões na câmara de 6 a 20 bar, a uma pressão ambiente de 0,95 bar.

Palavras-chave: polietileno, tetróxido de nitrogênio, desempenho teórico, motor híbrido.

Introdução

De acordo com a fonte de energia usada, os propulsores espaciais podem ser classificados como químicos, nucleares, elétricos e solares. Os propulsores químicos podem ser divididos segundo o estado físico dos propelentes em sistemas a propelentes sólidos, líquidos e híbridos.

Nos propulsores híbridos um dos propelentes é armazenado na forma sólida enquanto que o outro se encontra na forma líquida, mas geralmente o combustível é sólido e o oxidante encontra-se na forma líquida (Karabeyoglu, 2001).

Os propulsores híbridos podem ser utilizados em propulsão primária de veículos lançadores, estágios superiores de foguetes e sistemas de manobra de satélites, embora muitos dos primeiros desenvolvimentos de motores foguete híbridos eram voltados a mísseis alvo e a mísseis táticos (Sutton, 2001).

A taxa de regressão de um propelente corresponde à sua velocidade de queima. Este parâmetro é de fundamental importância no dimensionamento do grão propelente e da câmara de combustão, e a sua influência estende-se também ao desempenho do sistema propulsivo (Zilliac, 2006).

Motores híbridos podem apresentar impulsos específicos de até 380 s em vácuo para propelentes de alta energia (oxidantes: misturas de flúor e oxigênio líquido, compostos de cloro e flúor, ClF_3 e ClF_5 ; combustíveis: metais leves como berílio, lítio e alumínio com um ligante polimérico). No caso de propelentes convencionais (tetróxido de nitrogênio, óxido nítrico e hidrocarbonetos) os impulsos específicos podem variar de 230 a 280 s (Sutton, 2001). Em comparação aos propulsores sólidos os motores híbridos apresentam vantagens em relação à possibilidade de desligamento e religamento a qualquer instante, flexibilidade operacional e baixo risco de explosão. Quando comparados aos propulsores líquidos são mais baratos e de construção mais simples.

Na configuração mais simples de um propulsor híbrido (Figura 1) o oxidante é injetado dentro de um grão combustível cilíndrico com um furo central que pode possuir diferentes geometrias. Esta geometria está ligada à velocidade de queima do grão e às áreas de queima envolvidas durante o processo de combustão. Na maioria dos motores híbridos o grão propelente apresenta relação entre comprimento e diâmetro que varia entre 5 e 50 (Zilliac, 2006).

Os motores a propelentes híbridos apresentam características intermediárias aos motores a propelentes sólidos e a propelentes líquidos, porém com algumas vantagens interessantes.

As maiores vantagens dos propulsores a propelentes híbridos são:

- Segurança durante a fabricação, estocagem ou outra operação sem perigo de explosão ou detonação;
- Capacidade de desligamento e religamento;
- Custo do sistema relativamente baixo;
- Capacidade de ajuste do empuxo produzido pelo motor conforme a necessidade.

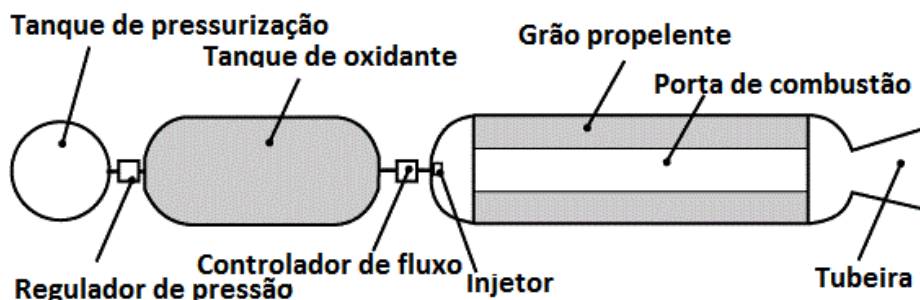


Figura 1 – Representação de um propulsor híbrido.

As maiores desvantagens dos motores híbridos são:

- A razão de mistura e, conseqüentemente, o impulso específico variam ao longo do tempo de funcionamento e também com o aumento ou diminuição do empuxo produzido pelo motor;
- Baixa velocidade de regressão.

A maior limitação apresentada pelos motores híbridos é a sua baixa taxa de regressão. Uma alternativa para aumentar este parâmetro é a utilização de várias portas de combustão como é mostrado na Figura 2. A seguir são descritas as desvantagens do uso de várias portas de combustão, como pode ser verificado em Karabeyoglu (2001).

- Lascas de combustível podem se desprender, deixando grandes quantidades de combustível não queimado;
- Pouca quantidade de combustível dentro do envelope do motor;
- Problemas na integridade do grão;
- Dificuldades de construção e elevação dos custos;
- Exigência de pré-câmara de combustão ou múltiplos injetores;
- Não uniformidade de queima de porta a porta;
- Aumento do risco de instabilidades.

Com a variação do diâmetro interno do grão propelente durante a queima, o fluxo de combustível e as razões de queima combustível/oxidante variam ao longo do tempo.

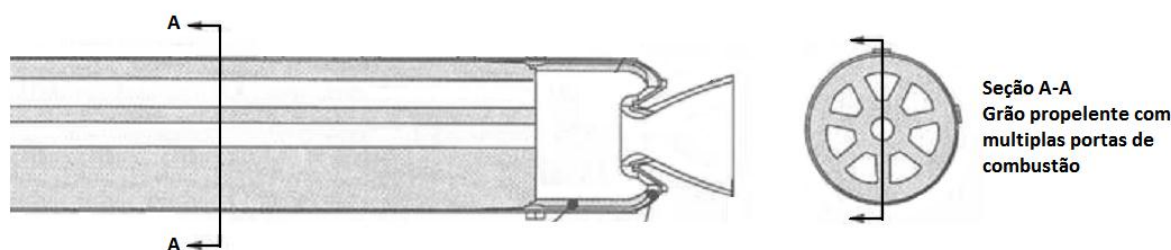


Figura 2 – Grão propelente com várias portas.
Fonte: adaptação de SUTTON (2001).

A taxa de regressão, \dot{r} , é dada por:

$$\dot{r} = aG_{ox}^n \quad (1)$$

onde G_{ox} é o fluxo de oxidante ($\text{kg}/\text{m}^2/\text{s}$) e a e n são constantes experimentais.

Combustíveis que apresentam maiores taxas de regressão resultam em uma câmara de combustão de menor comprimento e de maior diâmetro, enquanto que para baixas taxas de regressão o grão propelente será de maior comprimento e menor diâmetro (Zilliac, 2006).

Motores híbridos convencionais possuem taxa de regressão limitada pelos fenômenos de transferência de calor e de massa da zona da chama até a superfície do grão propelente. Um fenômeno de bloqueio, que diminui a taxa de transferência de calor, conhecido como “Blocking Effect” é um dos responsáveis pela baixa taxa de regressão dos polímeros utilizados na propulsão híbrida. Esse fenômeno ocorre devido ao fluxo radial de gás à altas velocidades que sai das paredes do combustível (Karabeyoglu 2005).

A Figura 3 mostra o escoamento e o balanço de energia na camada limite reativa ao longo da superfície do combustível em um propulsor híbrido.

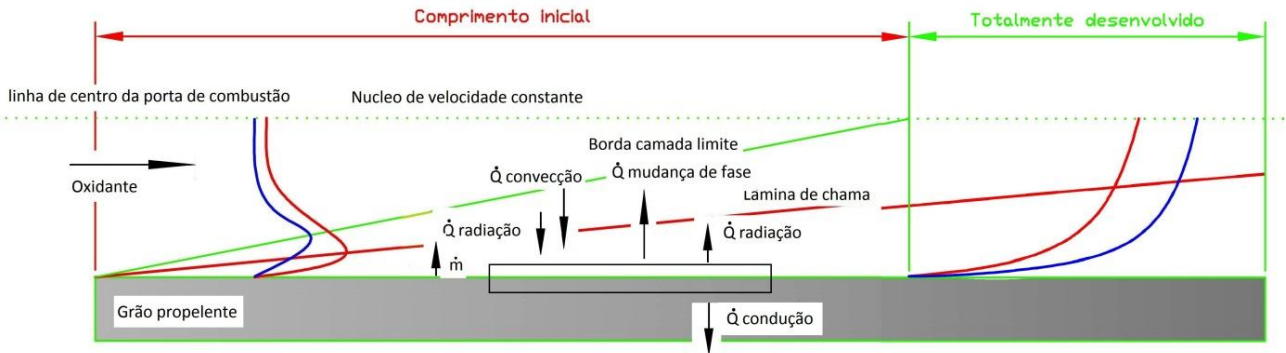


Figura 3 - Escoamento e balanço de energia na camada limite reativa ao longo da superfície do combustível em um propulsor híbrido. Fonte: adaptação de Karabeyoglu (2005).

A taxa de regressão é obtida através de uma média temporal e espacial, determinada pela medição da variação da massa do grão combustível e do diâmetro da porta de combustão ao longo de um intervalo de tempo especificado. Nakagawa (2011) apresenta um método de medição onde o material a ser investigado é acomodado em uma câmara com janelas transparentes resistentes a altas temperaturas, e a evolução do processo de combustão é acompanhado por meio de uma câmara de vídeo de alta velocidade e posteriormente analisado. Kim (2010) utilizou um método em que a taxa de regressão local era medida pela inserção do grão propelente em um recipiente com líquido sobre uma balança de precisão. De acordo com o deslocamento do grão e da massa de líquido transbordada, era possível o cálculo do diâmetro interno do grão em qualquer ponto. Em laboratórios mais modernos a taxa de regressão local é medida através de sensores de ultrassom ou raio-x.

Este trabalho visa apresentar uma análise teórica da queima de polietileno de alta densidade (HDPE) e tetróxido de nitrogênio (N_2O_4) para potencial aplicação em um propulsor híbrido.

Metodologia

A queima do HTPe e N_2O_4 e o escoamento dos produtos formados na tubeira foram estudados com ajuda do programa CEA NASA 2004. Na simulação admitiu-se combustão com a formação de produtos em equilíbrio a pressão e entalpia constantes, sem perdas de calor e sem perdas por atrito. O escoamento dos produtos na tubeira foi considerado isentrópico e em equilíbrio, isto é, as taxas de formação dos produtos são mantidas constantes. Considerou-se o polietileno $(CH_2)_n$ com entalpia de formação de $-28,18$ kJ/mol de CH_2 (Splitstone e Johnson, 1974) e o tetróxido de nitrogênio com entalpia de formação de $-19,56$ kJ/mol (NIST, 2012).

Com as simulações foram estimados os pontos ótimos de trabalho para o par propelente e suas faixas de pressão e temperatura para operação do motor em teste estático a uma altitude aproximada de 600 m.

O ponto ótimo da mistura O/F considerado é aquele que apresenta o maior impulso específico.

O impulso específico é o impulso total por unidade de peso do propelente.

O impulso específico, I_s , é dada por:

$$I_s = \frac{I_t}{m_p g_0} \quad (2)$$

Onde I_t é o impulso total, m_p é a massa do propelente (Kg) e g_0 é a constante de aceleração da gravidade (m/s^2).

De acordo com as pressões e temperaturas da câmara serão definidos o material de construção da tubeira e seu dimensionamento com as devidas margens de segurança.

Zilliac (2006) apresenta um estudo sobre a taxa de regressão de alguns combustíveis queimando com oxigênio, entre os quais se encontra o HDPE (Figura 4). Para o projeto preliminar do grão propelente, uma vez que a taxa de regressão do HDPE com N_2O_4 não é conhecida, serão usadas as constantes obtidas para queima com oxigênio gasoso.

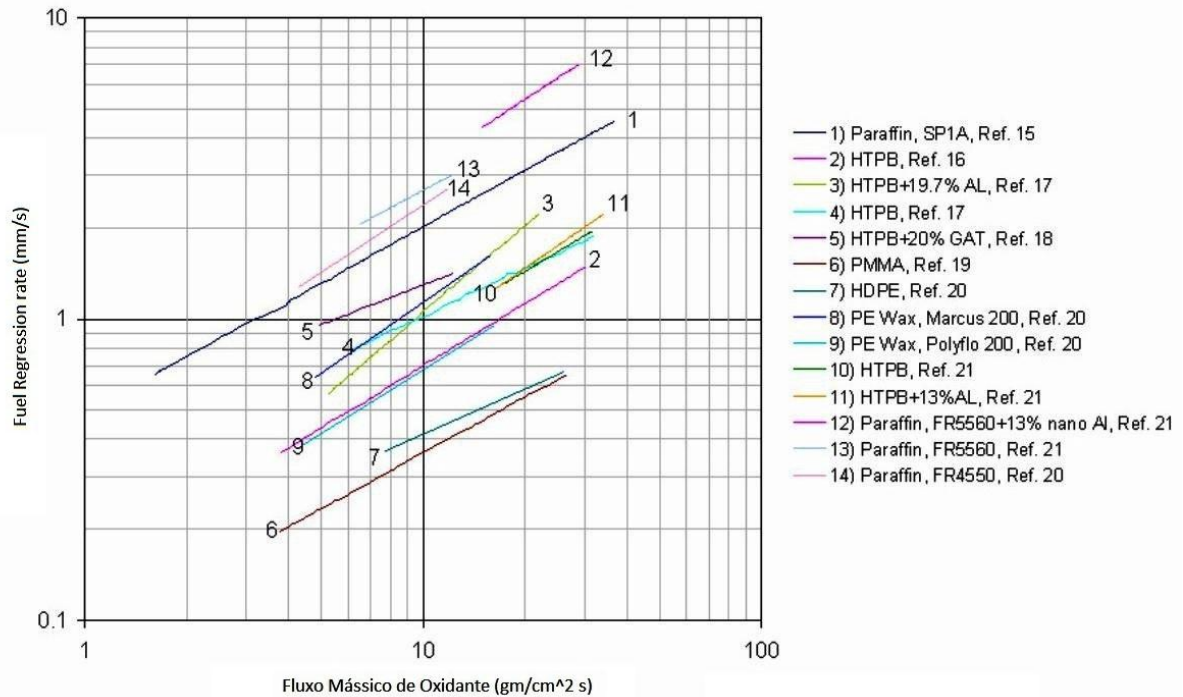


Figura 4 – Comparação taxas de regressão de diferentes propelentes híbridos.

Fonte: Adaptação Zilliac (2006).

Com a taxa de regressão adaptada da literatura e as relações ótimas O/F há condições suficientes para o projeto do propulsor. A Figura 5 apresenta um esquema inicial do propulsor que será utilizado. A parte amarela representa o injetor e o spray de oxidante, a parte vermelha representa a pré-câmara de combustão, a câmara é representada pela parte em azul, o grão de polietileno é representado pela geometria preenchida com pontos, e finalmente a pós-câmara e a tubeira estão representadas em verde. A pré e pós câmaras de combustão têm por objetivo reduzir instabilidades durante o processo de combustão. É importante ressaltar que este esquema não possui qualquer relação dimensional com o modelo real que será produzido, e tem como finalidade apenas exemplificar a configuração principal do propulsor.

Tabela 1 – Constantes para cálculo da taxa de regressão.
Fonte: Adaptação Zilliac (2006).

Nº	Combustível	α	n	Nº testes	Pressão câmara	Razão O/F Média	Fluxo de massa de oxidante (g/cm ² s)	Referência
1	Parafina, SP 1A	0,488	0,62	65	1,1-6,9	1,0-4,0	1,6-36,9	15
2	HTPB, (Thiocol)	0,146	0,681	16	*	*	3,8-30,2	16
3	HTPB + 19,7% Al	0,117	0,956	2	1,2	*	5,1-23,0	17
4	HTPB	0,304	0,527	3	2	*	6,2-31,0	17
5	HTPB + 20% GAT	0,473	0,439	5	*	*	*	18
6	PMMA	0,087	0,615	8	0,3-2,6	*	3,3-26,6	19
7	HDPE	0,132	0,498	4	0,7-1,3	3,8-5,9	7,7-26,1	20
8	PE Wax, Marcus 200	0,188	0,781	4	0,5-1,2	2,2-3,2	4,8-15,8	20
9	PE Wax, Polyflo 200	0,134	0,703	3	0,6-1,2	1,6-1,2	4,4-16,3	20
10	HTPB	0,194	0,67	6	*	*	17,5-32,0	21
11	HTPB + 13% nano Al	0,145	0,775	12	*	*	16,5-34,2	21
12	Parafina, FR 5560 + 13% nano Al	0,602	0,73	8	*	*	14,5-29,0	21
13	Parafina, FR 5560	0,672	0,6	4	*	*	6,3-12,3	21
14	Parafina, FR 4550	0,427	0,748	3	0,7-?	1,3-1,8	4,3-11,9	20

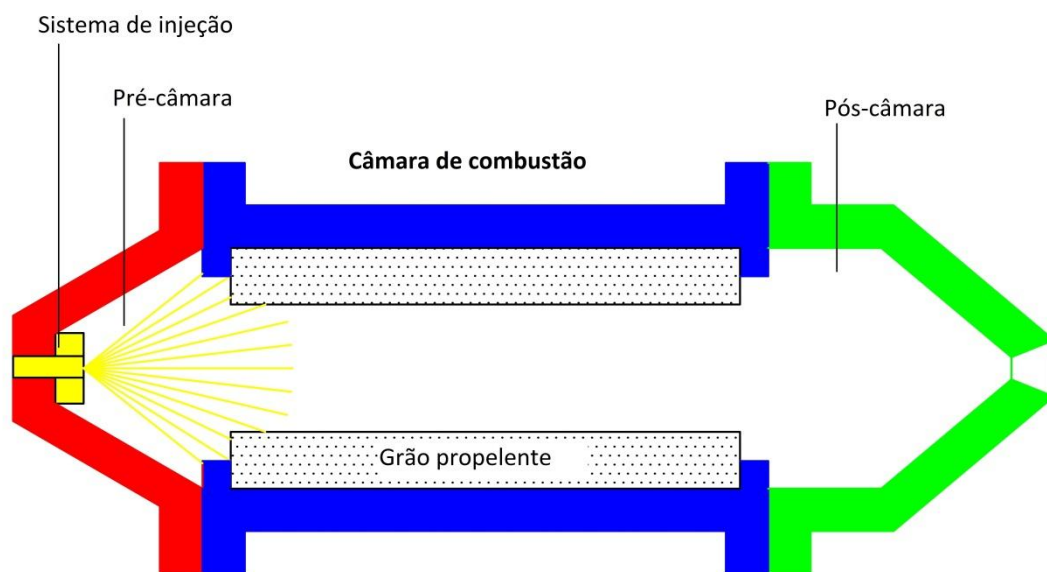


Figura 5 – Esquema do propulsor híbrido de polietileno.

Resultados Teóricos

Através dos resultados obtidos foi possível observar que o impulso específico sofre variações significativas com a variação da razão de expansão, ϵ , da tubeira e com a razão de equivalência $\Phi = \text{razão de mistura} / \text{razão de mistura estequiométrica}$. Dependendo das pressões da câmara de combustão, as razões de áreas esperadas situam-se entre 2 e 4 para a pressão de saída próxima a pressão laboratorial de 0,96 bar.

As pressões analisadas na câmara de combustão variavam de 6 a 20 bar, e para esta faixa o Φ de máximo impulso específico varia entre 1,4 e 1,6, como é demonstrado na figura 6.

A figura a seguir apresenta a variação do impulso específico com Φ nas razões de expansão de 2 e 4. As linhas desta representação apresentam uma sobreposição das pressões analisadas na faixa de 6 a 20 bar, isto foi feito com o intuito de demonstrar a pequena variação do impulso específico com a variação da pressão da câmara.

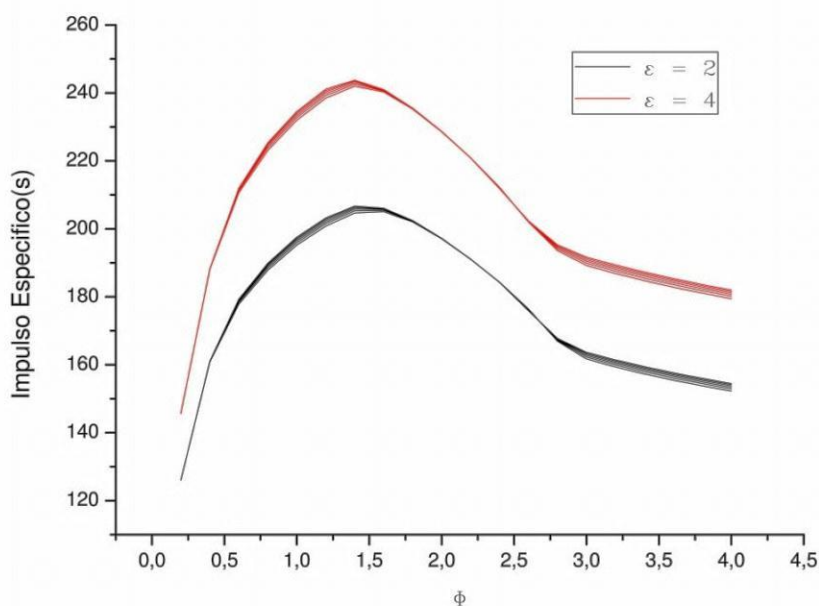


Figura 6 – Impulso específico vs razão de equivalência para diferentes razões de área da tubeira.

A tabela abaixo apresenta os pontos onde o impulso específico é máximo para as diferentes pressões na câmara de combustão. Os valores em destaque são os maiores valores obtidos para a mesma pressão devido à variação de Φ .

Tabela 2 – Comparação Isp \times ϕ \times pressão câmara (P_c).

Φ 1.4			Φ 1.6		
P_c (bar)	ϵ	Isp (s)	P_c (bar)	ϵ	Isp (s)
6	1,6	186,05	6	1,6	187,65
8	2,0	203,24	8	2,0	204,21
10	2,4	215,21	10	2,2	210,46
12	2,6	220,21	12	2,6	220,08
14	3,0	228,22	14	2,8	224,08
16	3,0	228,49	16	3,0	227,60

Conclusões

Neste trabalho foi realizada uma investigação teórica das propriedades do par propelente. Foi verificado que para as pressões de 6 a 10 bar o $\Phi 1.6$ apresenta os maiores valores específicos, enquanto que para as pressões acima deste valor os maiores valores do impulso específico são obtidos utilizando-se $\Phi 1.4$.

Os dados demonstraram também que a razão de expansão exerce maior influência sobre os valores de impulso específico do que a variação da pressão da câmara de combustão

Referências

Chemical Equilibrium with Applications (CEA). Cleveland, OH:Glenn Research Center-NASA<

<http://www.grc.nasa.gov/WWW/CEAWeb/ceaguiDownload-win.htm>> . Acesso em: 10 de Mar 2012.

Karabeyoglu, M. A., Cantwell, B. J., Altman, D., Development and testing of paraffin-based hybrid rocket fuels, 37th Annual AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 8-11 July, Salt Lake City, Utah, 2001.

Karabeyoglu, M. A., Cantwell, B. J., Stevens, J., Evaluation of homologous series of normal-alkanes as hybrid rocket fuels, 41th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 10-13 July, Tucson, AZ, 2005.

Kin, J. et al, Experimental investigation of the tapered fuel regression rate of a hybrid rocket motor, 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 25-28 July, Nashville, TN, 2010.

Nakagawa, I., Hikone, S., Study on the regression rate of paraffin-based hybrid rocket fuels, Journal of propulsion and Power, vol. 27, No. 6, pp. 1277-1279, 2011.

NIST - National Institute of standards and Technology

<<http://webbook.nist.gov/cgi/cbook.cgi?ID=C10544726&Units=SI&Mask=2#Thermo-Condensed>>. Acesso em: 10 de Mar 2012.

Splitstone, P. L., Johnson, W. H., The enthalpies of combustion and formation of linear polyethylene, Journal of Research of the National Bureau of Standards, vol. 78A, No. 5, pp 611-616,1974.

Sutton, G. P., Biblarz, O., Rocket propulsion elements, John Wiley & Sons, 7th ed., New York, 2001

Zilliac, G., Karabeyoglu, M. A., Hybrid rocket fuel regression rate data and modeling, 42th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 9-12 July, Sacramento, CA, 2006.