

ENSAIOS PARA QUALIFICAÇÃO DE UM PROPULSOR MONOPROPELENTE COMPLETO

Serra Jr, A. M., agnaldo@lcp.inpe.br¹

Salles, C. E. R., salles@lcp.inpe.br¹

Rodrigues, J. A. J., jajr@lcp.inpe.br¹

¹ INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
Rodovia Pres. Dutra, km 40
12630-000, Cachoeira Paulista, SP

Resumo: *O presente trabalho apresenta a avaliação do desempenho de um propulsor monopropelente, desenvolvido e fabricado no Brasil, durante ensaios realizados em uma bancada de testes com altitude simulada. O propulsor estava carregado com um catalisador com 32% Ir/Al₂O₃. Este motor foi qualificado para ser embarcado em uma plataforma espacial multimissão.*

O Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais- INPE, através do Laboratório de Combustão e Propulsão, é o responsável pelo desenvolvimento do catalisador brasileiro e os ensaios de avaliação do desempenho deste propulsor realizados sob condições de altitude simulada. O propulsor com 5 N de empuxo foi projetado e construído pela empresa FibraForte Engenharia Industria e Comércio Ltda, e foi qualificado em ensaios carregado com o catalisador comercial americano Shell-405.

Este subsistema propulsivo operou com bons resultados durante os ensaios por um período de três horas, com partidas a frio e a quente, em regimes pulsados e contínuos. Este período de operação representa o dobro da vida útil requerida para a missão especificada pelo Programa Espacial Brasileiro.

Em uma comparação entre o propulsor equipado com o catalisador comercial Shell-405 e com o catalisador brasileiro, nas mesmas condições, os resultados mostraram um comportamento similar. Os principais parâmetros avaliados foram pressão de câmara, temperaturas, empuxo e atraso na partida.

A reprodutibilidade de preparação do catalisador foi avaliada carregando-se o propulsor com três diferentes lotes fabricados da mesma maneira. Foi repetida a mesma seqüência de ensaios, e os resultados mostraram-se semelhantes, o que habilita o subsistema propulsivo (propulsor e catalisador) brasileiro a ser qualificado para utilização espacial.

Palavras-chave: : Catalisador irídio-alumina; propulsão; satélite; hidrazina; órbita e atitude

1. INTRODUÇÃO

Sistemas propulsivos de baixo empuxo (até 400 N) são utilizados em correção e manutenção de órbita, controle de altitude e posicionamento de satélites e veículos espaciais. Assim, logo após o lançamento, são esses sistemas os responsáveis pela colocação do satélite em sua órbita correta. Posteriormente, ao longo de toda sua vida útil, esses propulsores efetuam as correções periódicas de órbita e atitude que garantem a plena funcionalidade do satélite. A maior parte dos sistemas propulsivos empregam, nessas operações, motores monopropelente, cujo combustível é a hidrazina. O empuxo é gerado pela decomposição da hidrazina que, ao passar por um leito catalítico, produz gases quentes que são acelerados pelo bocal convergente-divergente do motor. A decomposição deste combustível ocorre espontaneamente pela ação do catalisador.

O Laboratório Associado de Combustão e Propulsão (LCP), divisão pertencente ao Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), tem, entre suas atribuições, participação efetiva no projeto, construção e avaliação dos propulsores dos satélites previstos no Programa Nacional de Atividades Espaciais (PNAE) e definidos pela Agência Espacial Brasileira (AEB). Nesse programa estão previstos o projeto, desenvolvimento, qualificação e fabricação de vários propulsores de baixo empuxo a monopropelente para injeção na órbita correta e posterior controle de atitude.

Cabe ao LCP o desenvolvimento de um catalisador nacional, através do Grupo de Catálise, e os ensaios na fase de desenvolvimento e a posterior qualificação do sistema propulsivo carregado com este catalisador, através do Banco de Testes com Simulação de Altitude. O objetivo principal dos ensaios é a qualificação do subsistema propulsivo

monopropelente, com empuxo de 5 Newton, equipado com o catalisador constituído de Ir/Al₂O₃ denominado LCP-33R. Os resultados serão comparados com desempenho de um propulsor equipado com o catalisador Shell-405 Este catalisador foi desenvolvido há várias décadas nos Estados Unidos, e continua sendo até hoje o mais utilizado comercialmente para propulsores de satélites, sendo também constituído de Ir/Al₂O₃. Procurou-se selecionar para apresentação neste trabalho, entre toda a série de testes realizados, aqueles que permitem estabelecer uma comparação do desempenho alcançado e da atividade catalítica de cada um dos catalisadores.

2. METODOLOGIA DE ENSAIO

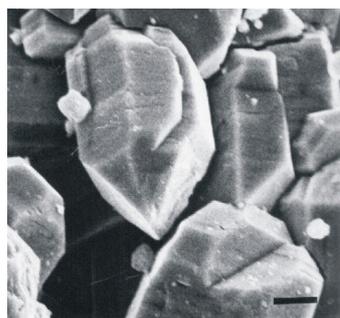
2.1. Preparação do catalisador

As principais etapas envolvidas na preparação do catalisador nacional são apresentadas a seguir, subdivididas em:

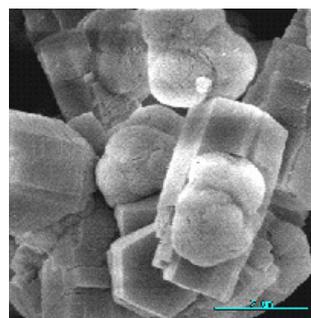
- Obtenção da alumina - precipitação do hidróxido de alumínio precursor, tratamento hidrotérmico na presença de um composto ligante, moldagem, esferoidização e tratamento térmico.
- Obtenção do catalisador - múltiplas impregnações da alumina com solução de irídio, sendo este metal a fase ativa do catalisador [3,4].

2.2. Análise Física Comparativa do catalisador

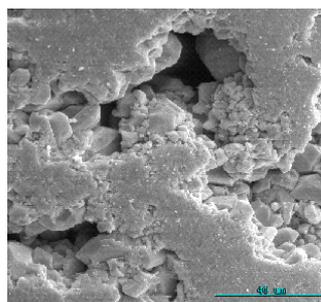
As micrografias obtidas por microscopia eletrônica de varredura mostram a constituição física dos catalisadores nacional e importado, como visto na Fig. (1). O alto grau de cristalinidade observado em ambos garante aos catalisadores uma elevada macroporosidade, característica essencial, uma vez que ela viabiliza a rápida liberação dos gases e do calor gerados quando da decomposição do propelente hidrazina no leito catalítico.



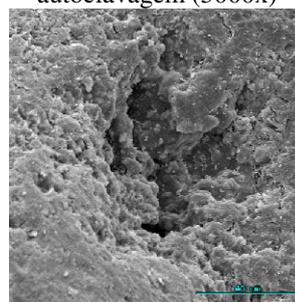
SHELL-405 (5000x)



Suporte do LCP-33R antes da autoclavagem (5000x)



S 405 (1000X)



LCP-33R (1000X)

Figura 1. Micrografias obtidas em um microscópio eletrônico de varredura (MEV) dos catalisadores LCP-33R, seu suporte e SHELL-405.

2.3. Ensaio de desempenho

Os testes de avaliação de desempenho do catalisador nacional (LCP-33R) e do americano (Shell-405) precisavam ser realizados no mesmo propulsor com empuxo de 5N para possibilitar uma comparação do seu desempenho. Para isso, foi necessário fabricar-se um propulsor, similar ao modelo de voo, com uma câmara de decomposição catalítica desmontável, o que permite o carregamento de catalisadores diferentes (o modelo de voo tem a câmara catalítica blindada). Os dois catalisadores foram submetidos aos mesmos testes, nas mesmas condições, no Banco de Testes com Simulação de Altitude (BTSA), nas instalações do Centro Espacial de Cachoeira Paulista do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE. O BTSA foi construído com a finalidade principal de dar suporte no desenvolvimento de propulsores empregados nos programas espaciais brasileiros.

Para cada um dos catalisadores foi realizada uma mesma campanha com 39 (trinta e nove) tiros em altitude simulada, em diversas condições de pressão de injeção de combustível, duração do tiro, número de pulsos e temperatura de partida. A Tabela 1 apresenta a seqüência de testes a que o propulsor foi submetido com cada um dos catalisadores, totalizando um tempo total de acionamento do propulsor correspondendo ao dobro do exigido durante a vida útil da PMM (Plataforma Multi Missão), que servirá de base a futuros satélites a serem construídos no INPE. O Subsistema Propulsivo da PMM será formado por, basicamente, 6 propulsores similares ao utilizado nos ensaios aqui descritos. Na Tab. (1), as *Partidas a quente* foram feitas com a câmara catalítica do propulsor pré-aquecido a 120°C, as *Partidas a frio* a temperatura entre 23 e 24°C; *Teste* é o numero seqüencial dos tiros dentro da mesma campanha; *P* é a pressão absoluta de injeção do combustível na câmara de decomposição catalítica, medida em bar; *Pulsos* indica se o tiro foi contínuo (1 pulso) ou pulsado; *t_{on}* e *t_{off}* indicam o tempo em que as eletroválvulas da linha de combustível ficaram abertas e fechadas em tiros pulsados, indicado em milisegundos.

Tabela 1. Seqüências de testes com a reação de decomposição da hidrazina.

PARTIDAS A QUENTE					PARTIDAS A QUENTE (Continuação)				
Teste	P (bar)	Pulsos	t _{on} (ms) ^a	t _{off} (ms) ^b	Teste	P (bar)	Pulsos	t _{on} (ms) ^a	t _{off} (ms) ^b
1	5,60	1	10 000	-	21	12,00	1	10 000	-
2	5,60	1	100 000	-	22	12,00	2000	500	500
3	5,60	100	500	500	23	12,10	2000	200	800
4	5,60	100	200	800	24	12,10	2000	100	900
5	5,60	100	100	900	25	12,20	1	200 000	-
6	5,60	100	50	950	26	22,00	2000	500	500
7	12,00	1	100 000	-	27	22,10	2000	200	800
8	12,10	100	500	500	28	22,10	2000	100	900
9	12,10	100	200	800	29	22,10	100	500	500
10	12,10	100	100	900	30	22,10	100	200	800
11	12,10	100	50	950	31	22,10	100	50	950
12	22,00	1	100 000	-	PARTIDAS A FRIO				
13	22,10	100	2 00	800	32	5,50	10	50	950 ^b
14	22,10	1	2 000 000	-	33	5,50	10	100	900 ^b
15	5,60	1	10 000	-	34	12,10	10	50	950 ^c
16	5,60	1	2 000 000	-	35	12,10	10	500	500
17	5,60	2000	500	500	36	12,10	1	100 000	-
18	5,60	2000	100	900	37	22,00	1	100 000	-
19	5,60	2000	50	950	38	22,10	100	20	980
20	12,00	1	2 000 000	-	39	5,50	1	100 000	-

- (a) t_{on}- tempo durante o qual a eletroválvula da alimentação permaneça aberta.
 t_{off}- tempo durante o qual a eletroválvula da alimentação permaneça fechada.
 (b) a 23,5°C, (d) a 24,1°C.

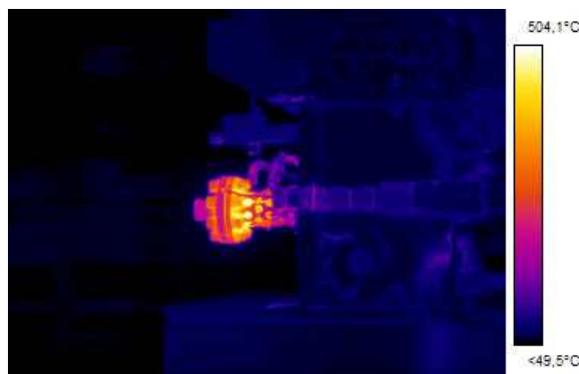
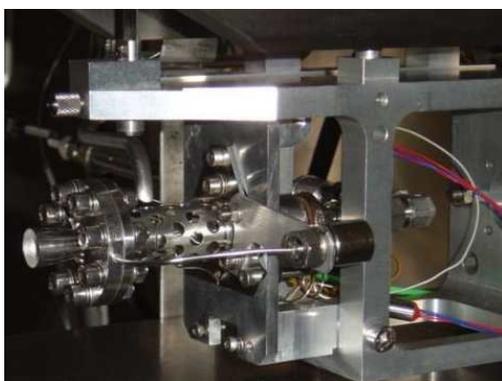


Figura 2 – Propulsor montado na balança de empuxo (esquerda) e imagem em infravermelho do propulsor durante um ensaio

2.4. Resultados dos ensaios (Propulsor + Catalisador)

Os resultados comparativos de alguns dos ensaios realizados são apresentados graficamente nas Fig. (3, 4 e 5), abaixo.

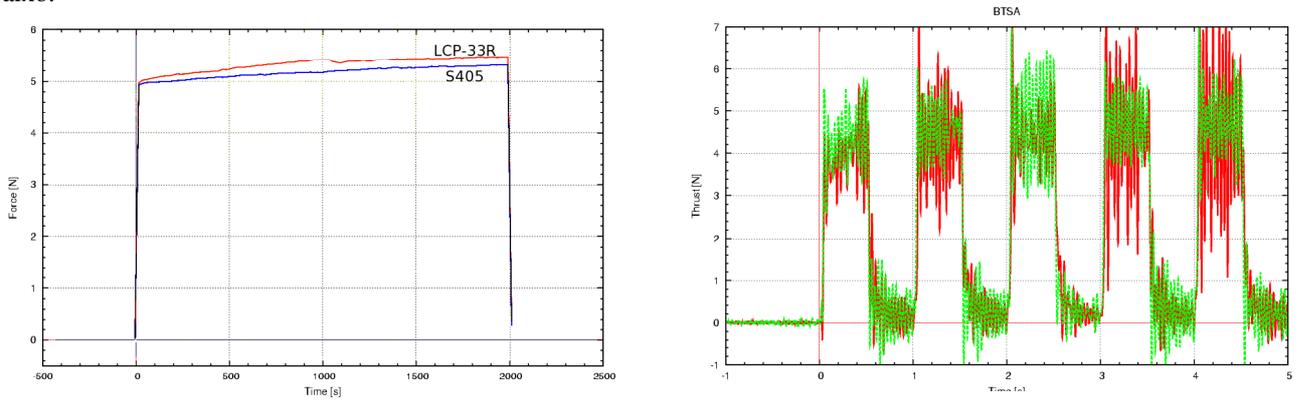


Figura 3 – Empuxo medido em ensaios contínuo e pulsado. No tiro pulsado são apresentados os 5 primeiros tiros de um total de 2000. Não há diferenças notáveis entre o desempenho dos dois catalisadores em ambos os casos.

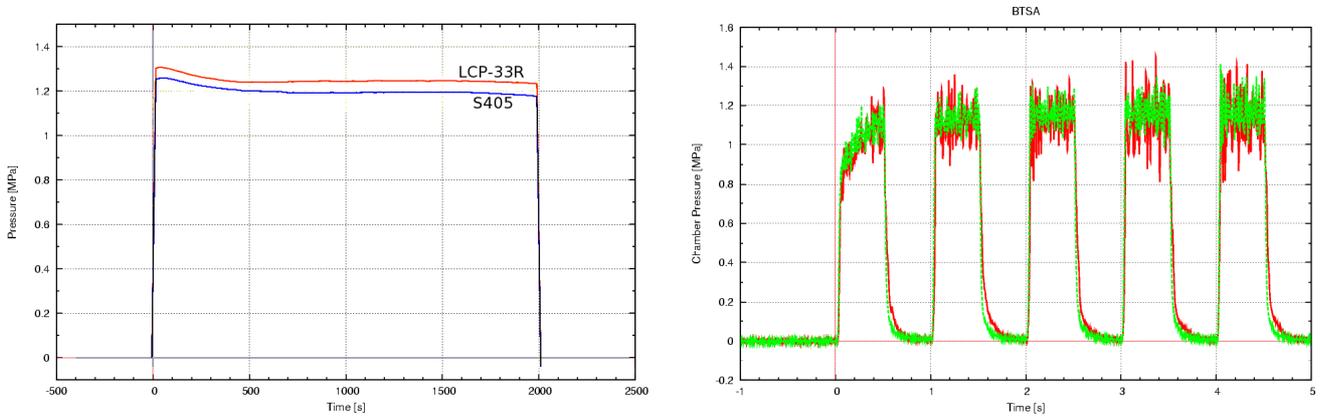


Figura 4 – Pressão na câmara catalítica em ensaios contínuos e pulsados, sem diferenças significativas entre os dois ensaios.

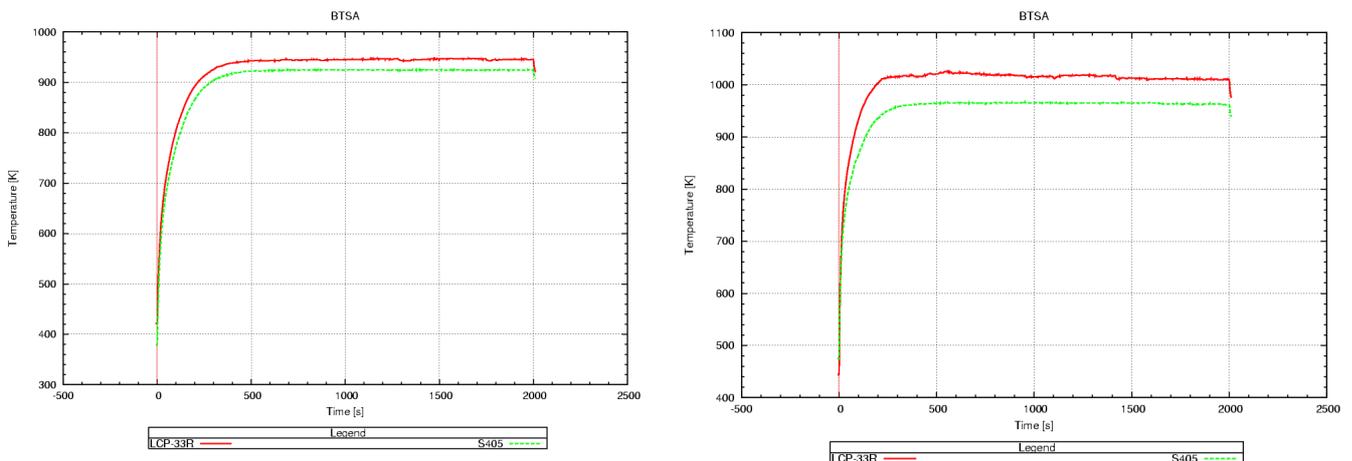


Figura 5 - Temperaturas na câmara catalítica, em tiro contínuo e pulsado.

Outros parâmetros de grande importância na comparação dos dois catalisadores em propulsão são o tempo necessário para atingir 90% da pressão de estagnação na câmara ($t_{\text{ignição}}$), após a abertura da eletroválvula, bem como o tempo necessário para que a pressão na câmara retorne a zero ($t_{\text{extinção}}$), após o fechamento da eletroválvula. A Tab. (2) apresenta resultados de dois testes, representativos dos demais.

Os resultados da Tab. (2) evidenciam que o catalisador SHELL-405 apresenta valores ligeiramente menores dos tempos de ignição e de extinção. Tal diferença em relação ao catalisador nacional LCP-33R pode ser eliminada quando da programação dos acionamentos do catalisador, a qual deverá levar em consideração a duração desses diferentes tempos.

Tabela 2. Tempo de ignição e de extinção em diferentes condições de acionamento do propulsor.

Teste	Catalisador	Tempo de Ignição (ms)	Tempo de Extinção (ms)
		t_{on}	t_{off}
26	SHELL-405	43	280
	LCP-33R	50	480
35	SHELL-405	45	290
	LCP-33R	69	300

3. CONCLUSÕES

As caracterizações físico-químicas e a aplicação em exaustivos testes com a reação de decomposição da hidrazina em propulsor 5N evidenciam que propulsor equipado com o catalisador brasileiro LCP-33R e aquele mais utilizado na micropropulsão de satélites, o catalisador americano SHELL-405, apresentam desempenho semelhantes, o que assegura que o subsistema propulsivo dos futuros satélites brasileiros pode ser equipado com este conjunto.

4. REFERÊNCIAS

- Oberlander, R.K. Aluminas for Catalyst – Their Preparation and Properties. Applied Industrial Catalysis v.3, p.63, Academic Press, New York, 1984.
- Sayer, C.F.; Southern, G.R. The Comparative Testing of the Shell 405, CNESRO-1 e RPE-72/1 Hidrazine Decomposition Catalyst. P.1-7, AIAA 73-1266, 1973.
- Rodrigues, J.A.J. Relatórios Reservados. CENPES – Petrobrás / INPE.
- Zacharias, M.A. Relatórios Reservados. IME / INPE.

5. DIREITOS AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído no seu trabalho.

QUALIFICATION TESTS OF A COMPLETE MONOPROPELLANT THRUSTER

Abstract. This paper presents some results obtained in tests performed in a test bench with altitude simulation, during the evaluation of a monopropellant thruster, 5 Newton, equipped with a Brazilian 32% Ir/Al₂O₃ catalyst. This thruster was designed to be part of a propulsion subsystem of a Multi Mission Platform.

The National Institute for Space Research – INPE, by means of its the Propulsion and Combustion Laboratory – LCP is responsible by development of the catalyst and its qualification tests, performed under simulated altitude. This propulsion subsystem was submitted to tests by a total time of three hours, with hot and cold starts, in continuous and pulsed cycles. This amount of time is two times the total required lifetime as required in its mission.

In a comparison between the Brazilian catalyst loaded thruster and SHELL-405 (worldwide utilized catalyst) loaded thruster at same tests condition, results are almost the same. The main evaluated parameters were catalytic chamber pressure, temperature profile, thrust e start delay.

Reproducibility of catalyst preparation was evaluated by means of three different batches of catalyst being loaded at thruster and tested. With the same test sequence, results were the same.

Keywords: Iridium-alumina catalyst; propulsion; satellite; hydrazine; orbit and altitude.