



90
AÑOS

PONTIFICIA
UNIVERSIDAD
CATÓLICA
DEL PERÚ

Federación
Iberoamericana
de Ingeniería
Mecánica



8º CONGRESSO IBEROAMERICANO DE ENGENHARIA MECANICA

Cusco, 23 a 25 de Outubro de 2007

ENSAIOS DE QUALIFICAÇÃO DE UM SUBSISTEMA DE PROPULSÃO MONOPROPELENTE COM EMPUXO DE 5 N, OPERANDO COM CATALISADOR BRASILEIRO.

Serra Jr, A. M.

Laboratório de Combustão e Propulsão, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), Rod. Presidente Dutra,
Km 40, Cachoeira Paulista, SP, 12630-000, Brasil
agnaldo@lcp.inpe.br

Salles, C.E.R.

Laboratório de Combustão e Propulsão, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), Rod. Presidente Dutra,
Km 40, Cachoeira Paulista, SP, 12630-000, Brasil
salles@lcp.inpe.br

Zacarias, M.A.

Monteiro, W.R.

Cunha, D.S.¹

José Augusto J. Rodrigues¹

Ribeiro, G.L.S.¹

Laboratório de Combustão e Propulsão, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), Rod. Presidente Dutra,
Km 40, Cachoeira Paulista, SP, 12630-000, Brasil

Cruz, G.M.

Departamento de Engenharia Química, Escola de Engenharia de Lorena, Universidade de São Paulo (USP), Campus
I, Rod. Itajubá-Lorena, Km 74,5, Lorena, SP, CEP:12600-000, Brasil.

RESUMO

O presente trabalho apresenta alguns resultados obtidos em ensaios realizados em uma câmara com altitude simulada, durante a avaliação do desempenho de um propulsor monopropelente carregado com um catalisador com 32% IR/ Al₂O₃, desenvolvido e fabricado no Brasil, que opera com decomposição de hidrazina. O propulsor foi projetado para ser embarcado em uma plataforma espacial.

O Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais- INPE, através do Laboratorio 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 FibrForte Engenharia Industria e Comércio Ltda, e foi qualificado em ensaios carregado com o catalisador comercial americano S-45.

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 S-45 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 reproducibilidade de preparação do catalisador foi avaliada carregando-se o propulsor com três diferentes lotes fabricados da mesma maneira. Foi repetida a mesma sequência 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.

Introdução

Sistemas propulsivos de baixo empuxo (até 400 N) são utilizados em diversas manobras de posicionamento e reposicionamento dos satélites. 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 Grupo de Catálise do LCP o desenvolvimento de um catalisador nacional, e ao Banco de Testes com Simulação de Altitude, os ensaios na fase de desenvolvimento e a posterior qualificação do sistema propulsivo carregado com este catalisador. O objetivo principal dos ensaios é a verificação de que o catalisador apresenta um desempenho similar ao S405, catalisador constituído de Ir/Al₂O₃, desenvolvido há várias décadas nos Estados Unidos, que continua sendo até hoje o mais utilizado comercialmente em satélites.

Dentre os diferentes catalisadores atualmente pesquisados no INPE, apresentam-se, neste trabalho, os resultados obtidos em ensaios comparativos entre o catalisador nacional, denominado LCP-33R, com o americano S405, ambos constituídos de Ir/Al₂O₃. Procurou-se selecionar, 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.

Preparação do Catalisador

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

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

Ensaio e Resultados

Os testes de avaliação do catalisador nacional (LCP-33R) e do americano (S405) foram realizados em um mesmo propulsor com empuxo de 5N. O propulsor possui uma câmara de decomposição catalítica desmontável, o que permite o carregamento de catalisadores diferentes. 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 condições diferentes de pressão de injeção de combustível, duração e temperatura de partida. A Tabela 1 apresenta a longa seqüência de testes a que ambos os catalisadores foram submetidos, em um tempo total de acionamento do propulsor correspondendo ao dobro do tempo exigido durante a vida útil da PMM (Plataforma Multi Missão). Na tabela, as *Partidas a quente* foram feitas com o propulsor pré-aquecido a 120°C, as *Partidas a frio* com o propulsor a temperatura entre 23 e 24°C; Teste é o número 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 milissegundos.

Tabela 1. Sequências 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	-

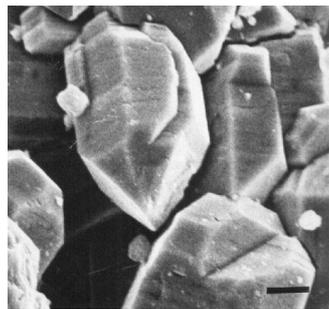
(a) t_{on} - tempo durante o qual a eletroválvula da alimentação permaneça aberta.

t_{off} - tempo durante o qual a eletroválvula da alimentação permaneça fechada.

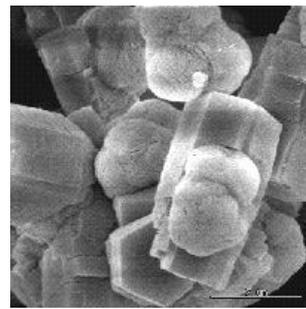
(b) a 23,5°C, (d) a 24,1°C.

Resultados e Discussão

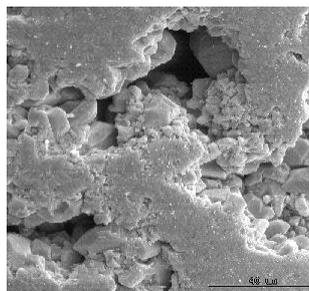
As micrografias obtidas por microscopia eletrônica de varredura evidenciam a similaridade dos catalisadores nacional e importado (Figura 2). O alto grau de cristalinidade observado em ambos garante aos catalisadores uma elevada macroporosidade, característica essencial, uma vez que ela viabiliza a rápida liberação dos gases e do calor gerados quando da decomposição do propelente hidrazina no leito catalítico.



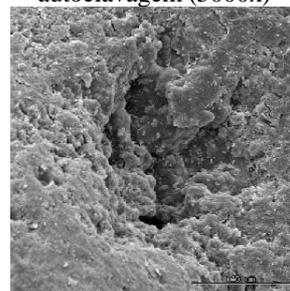
S405 (5000x)



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



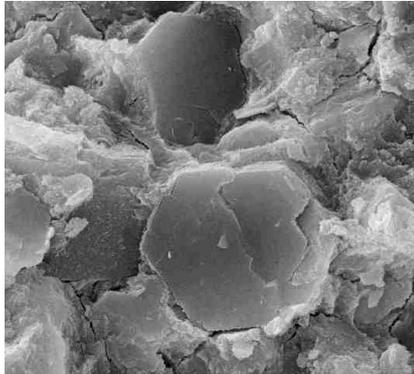
S 405 (1000X)



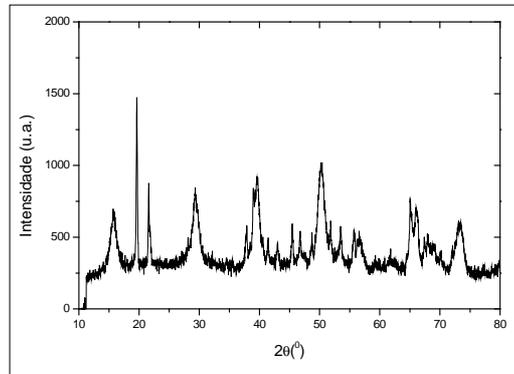
LCP-33R (1000X)

Figura 2. Micrografias obtidas em um microscópio eletrônico de varredura (MEV) dos catalisadores LCP-33R, seu suporte e S405.

No caso do suporte do catalisador LCP-33R, os resultados de difratometria de raios X (DRX) e microscopia (MEV), além de caracterizarem os graus de cristalinidade dos hidróxidos (precursor e ligante), também demonstram como o composto pouco cristalino atua como ligante de fase cristalina (Figura 3).



Suporte do LCP-33R (1000X)



DRX do precursor do suporte

Figura 3. Micrografia (MEV) e difratometria de raios X (DRX) do precursor do suporte nacional obtido após autoclavagem em presença de um composto ligante.

A figuras 4 e 5 confirmam a similaridade entre os catalisadores LCP-33R e o S405, quando se comparam as fases cristalinas, as áreas específicas, os volume e as distribuições porosas, obtidas por volumetria de nitrogênio, e as dispersões metálicas da fase ativa.

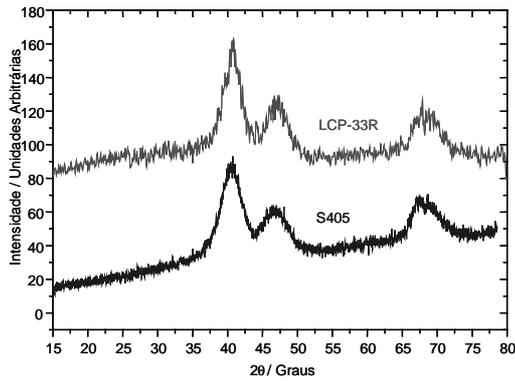


Figura 4. DRX dos catalisadores.

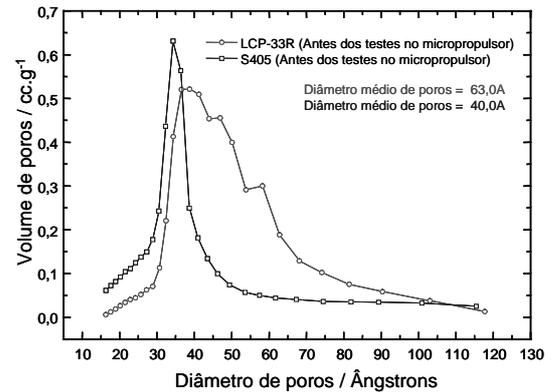


Figura 5. Distribuição porosa dos catalisadores.

Alguns dos testes, representativos dos demais, têm seus resultados apresentados na tabela 2 e nas figuras 5, 6 e 7.

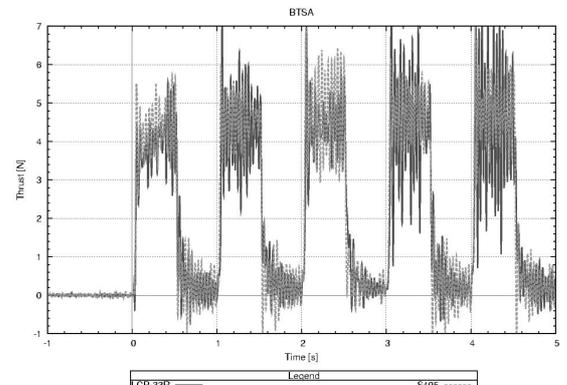
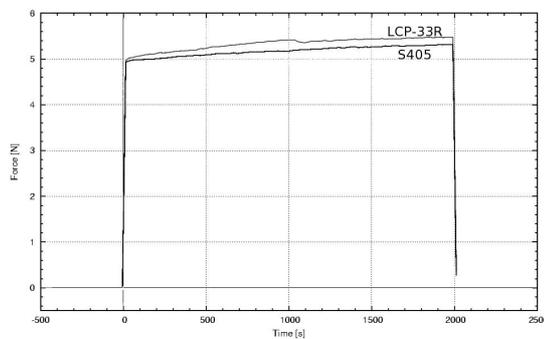


Figura 5 – Empuxo medido em ensaios contínuo e pulsado. No tiro pulsado são apresentados os 5 primeiros tiros de um total de 2000. Não há diferenças notáveis entre o desempenho dos dois catalisadores em ambos os casos.

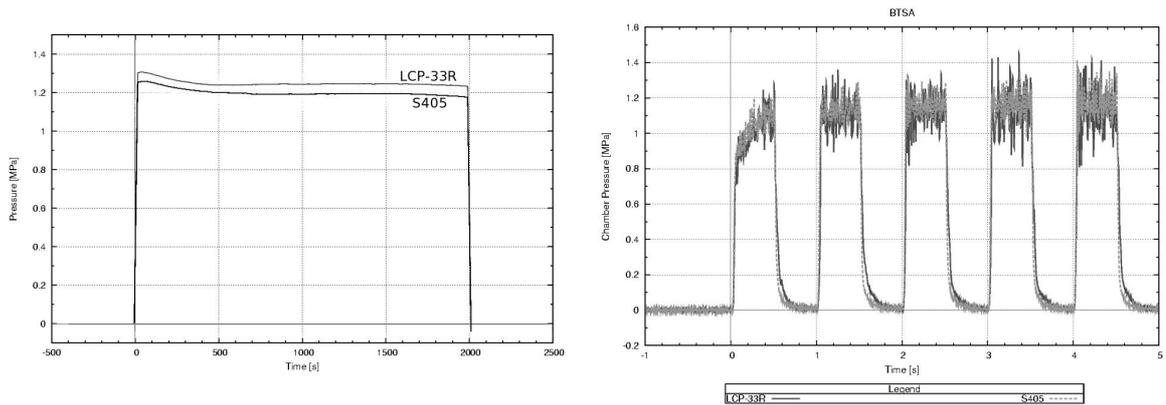


Figura 6 – Pressão na câmara catalítica em ensaios contínuos e pulsados, sem diferenças significativas entre os dois ensaios.

A Figura 7 mostra a temperatura na câmara catalítica nos mesmos ensaios acima apresentados.

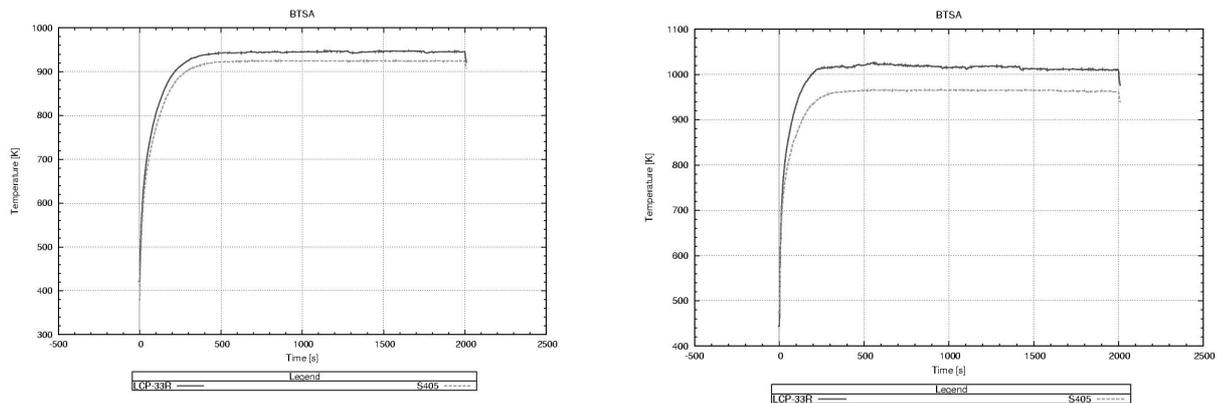


Figura 7: Temperaturas na câmara catalítica, em tiro contínuo e pulsado.

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 tabela 2 apresenta resultados de dois testes, representativos dos demais.

Os resultados da tabela 2 evidenciam que o catalisador S405 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. Finalmente, após a exaustiva seqüência de testes a que foram submetidos, os dois catalisadores perdas insignificantes de massa.

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	S405	43	280
	LCP-33R	50	480
35	S405	45	290
	LCP-33R	69	300

Os resultados da tabela 2 evidenciam que o catalisador S405 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. Finalmente, após a exaustiva seqüência de testes a que foram submetidos, os dois catalisadores perdas insignificantes de massa.

Conclusões

As caracterizações físico-químicas e a aplicação em exaustivos testes com a reação de decomposição da hidrazina em propulsor 5N evidenciam que o catalisador brasileiro LCP-33R e aquele mais utilizado na micropropulsão de satélites, o catalisador americano S405, apresentam características estruturais e texturais semelhantes, bem como seus desempenhos catalíticos e resistência ao desgaste provocado pelos testes prolongados em condições drásticas muito pouco diferem entre si, o que assegura que o catalisador nacional LCP-33R pode ser utilizado no sistema micropropulsivo dos futuros satélites brasileiros.

Referências

1. Oberlander, R.K. Aluminas for Catalyst – Their Preparation and Properties. Applied Industrial Catalysis v.3, p.63, Academic Press, New York, 1984.
2. 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.
3. Rodrigues, J.A.J. Relatórios Reservados. CENPES – Petrobrás / INPE.
4. Zacharias, M.A. Relatórios Reservados. IME / INPE.