

SISTEMAS PROPULSIVOS PARA SATÉLITES: DESENVOLVIMENTO E QUALIFICAÇÃO

Carlos Eduardo Rolfsen Salles¹, José Augusto Jorge Rodrigues¹, Marisa Aparecida Zacharias¹, David dos Santos Cunha¹, Gilberto Marques da Cruz¹, Waldinei Rosa Monteiro¹, Turíbio Gomes Soares Neto¹, Aguinaldo Martins Serra Jr.¹, Geraldo Luis da Silva Ribeiro¹, Jadir Nogueira Gonçalves², Humberto Pontes Cardoso², Nivaldo Hinckel¹, Demétrio Bastos Netto¹

¹ INPE-LCP, Cachoeira Paulista - SP - Brasil: salles@lcp.inpe.br

² FibraForte, São José dos Campos - SP – Brasil: jadir.goncalves@fibraforte.com.br

Resumo: Satélites artificiais empregam um conjunto de micropropulsores no controle e correção de órbita e atitude. Em geral, estes micropropulsores utilizam a decomposição catalítica do monopropelente na geração do empuxo envolvido na manobra do satélite. Neste trabalho, apresenta-se o desenvolvimento e qualificação de um propulsor a monopropelente hidrazina de 5N, realizado pelo Laboratório Associado de Combustão e Propulsão (LCP) do INPE em parceria com a Empresa Fibraforte. Este propulsor demonstrou ser capaz de múltiplas partidas, operando sob regime contínuo e pulsado, com e sem pré-aquecimento do leito catalítico. Graças a esta parceria Empresa e Instituto de Pesquisa, conseguiu-se otimizar o injetor e o catalisador, partes críticas no projeto de um propulsor. Até os dias de hoje, o catalisador mais utilizado mundialmente nesta aplicação é o Shell 405, fabricado e comercializado pelos Estados Unidos. Nesta primeira etapa da parceria, o Laboratório Associado de Combustão e Propulsão (LCP) do INPE desenvolveu e qualificou um catalisador similar ao americano, denominado LCP-33R, cabendo à Fibraforte, o projeto e construção de um propulsor de 5N. A comparação do desempenho do propulsor, empregando os catalisadores Shell 405 e LCP-33R, deixa evidente que o conjunto propulsor-catalisador desenvolvido neste trabalho é capaz de operar em regime de múltiplas partidas, apresentando desempenho similar ao importado e atendendo às especificações exigidas em sistemas micropropulsivos de satélites.

Palavras-chave: micropropulsor, satélite, catalisador, hidrazina.

1. INTRODUÇÃO

Sistemas propulsivos são utilizados em missões de injeção, transferência e manutenção de órbitas e no controle da atitude dos satélites, sendo sua vida útil dependente do desempenho desses sistemas. Em função da missão a ser cumprida pelo satélite, pode-se utilizar vários tipos de sistemas micropropulsivos: gás frio, monopropelentes e bipropelentes líquidos, propelentes sólidos, etc. A grande maioria dos satélites, de médio e grande porte, utiliza sistemas a monopropelentes ou bipropelentes líquidos. O Laboratório Associado de Combustão e Propulsão (LCP),

divisão do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) de Cachoeira Paulista, iniciou seus trabalhos em propulsão líquida no início da década de 80, através do projeto, construção e testes de protótipos de sistemas a monopropelentes e bipropelentes.

Sistemas monopropelentes possuem apenas o combustível empregado, em sua maioria, a hidrazina anidra, cuja decomposição em gases quentes ocorre em um leito catalítico, gerando o empuxo necessário através da expansão destes gases por uma tubeira. A FIBRAFORTE Engenharia Indústria e Comércio Ltda é, atualmente, responsável pelo fornecimento do subsistema de propulsão da Plataforma Multimissão (PMM), projeto contratado pelo INPE, através da Agência Espacial Brasileira (AEB). Nesta plataforma serão utilizados 8 propulsores de 5N para a sua manutenção em órbita de trabalho. Uma visão artística do subsistema de propulsão é mostrada na figura 1.

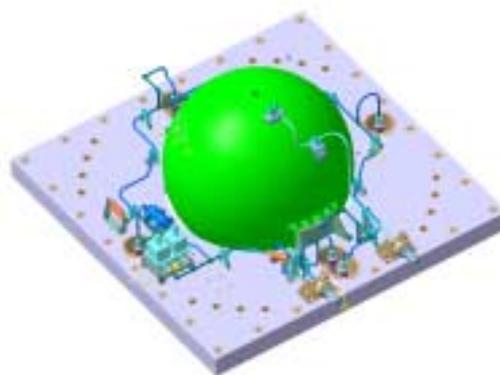


Figura 1 - Subsistema de Propulsão da PMM.

Dentro do programa de Inovação Tecnológica em Pequenas Empresas da FAPESP foi idealizado e realizado um projeto, coordenado pela FIBRAFORTE Engenharia Indústria e Comércio Ltda, que envolve o “Desenvolvimento e Qualificação de Propulsor Monopropelente de 5N para Satélites”. Além da FIBRAFORTE, participam deste projeto o Grupo de Catálise do Laboratório Associado de Combustão e Propulsão (LCP) e o Banco de Testes com Simulação de Altitude (BTSA), tendo como objetivo o

desenvolvimento e qualificação de um propulsor de 5N com o emprego do catalisador nacional que apresente o mesmo desempenho do material similar americano, Shell 405 ($\text{Ir}/\text{Al}_2\text{O}_3$), utilizado pela NASA.

1.1 Motor de 5N

Nos conjuntos propulsores monopropelentes a hidrazina o impulso é resultado da expulsão em alta velocidade de gases quentes provenientes da decomposição exotérmica da hidrazina no leito catalítico. Cada conjunto propulsor pode ser dividido em duas unidades principais: a eletroválvula de controle de fluxo de propelente e o motor.

A figura 2 apresenta um croqui ilustrativo do conjunto propulsor bem como suas características funcionais.

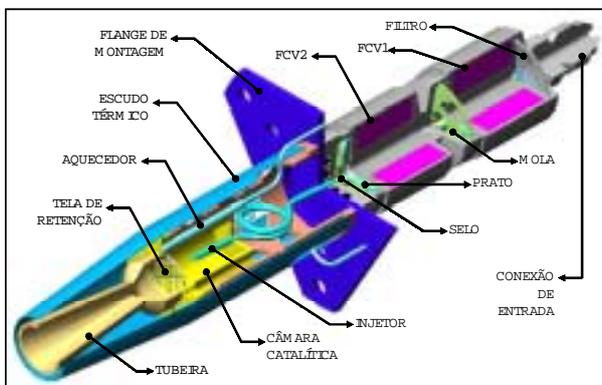


Figura 2 - Representação esquemática do propulsor.

A eletroválvula de controle de fluxo possui dois selos normalmente fechados em série, minimizando a possibilidade de vazamentos e evitando, em falha, a permanência na posição aberta. Os tempos de abertura e fechamento são precisos e definidos pela pré-tensão e curso da mola, incorporando um filtro na entrada e com consumo nominal de 8W de energia, por válvula.

No motor, um injetor multiponto calibrado gera o spray de propelente na câmara onde ocorre a decomposição catalítica, sendo seu projeto crucial para o sucesso do propulsor. A injeção do combustível deve ser de tal forma que não haja choque de gotas grandes de propelente contra o catalisador preservando, assim, sua integridade. O bocal convergente-divergente acelera os gases quentes numa direção adequada garantindo o nível de empuxo requerido.

A fim de se evitar a degradação acentuada do catalisador em partidas a frio, o motor incorpora um aquecedor para o pré-aquecimento do leito catalítico à temperatura mínima de 120°C . Escudos protetores bloqueiam a radiação térmica para áreas adjacentes do satélite, preservando os demais subsistemas do satélite.

As Figuras 3 e 4 mostram o motor utilizado durante os ensaios realizados na comparação dos dois catalisadores avaliados neste trabalho.

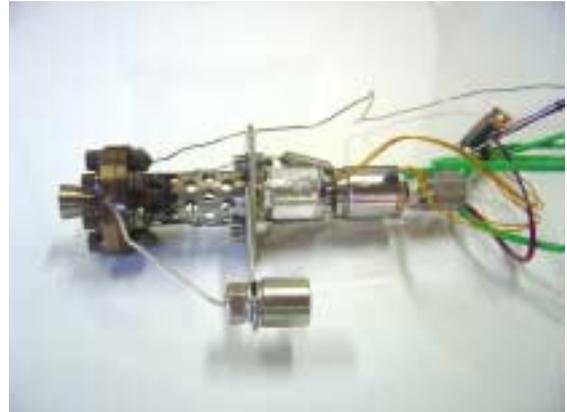


Figura 3 - Propulsor de testes – 5N.

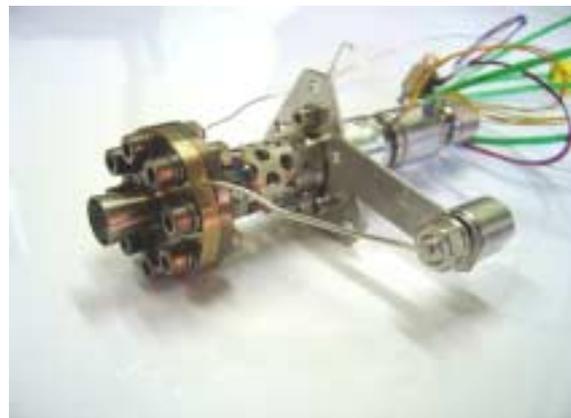


Figura 4 - Propulsor de Testes – 5N.

1.2 Catalisador $\text{Ir}/\text{Al}_2\text{O}_3$

Estes motores são projetados para operar como atuadores do subsistema de controle de atitude de satélites, portanto, devem ser capazes de operar com múltiplas partidas e sob diversas condições de pressão, temperatura e tempos de acionamento. Este fato requer do catalisador algumas características físico-químicas bastante peculiares, de forma a apresentar desempenho adequado durante toda a vida útil do satélite.

O catalisador utilizado pela NASA, em sua primeira versão denominado Shell 405, é um material constituído por “pellets”, sob a forma de esferóides de alumina porosa, com diâmetros entre 0,6 e 0,8 mm, sobre as quais é depositado um elevado teor (30-35%) em massa de irídio.

Como citado anteriormente, um dos objetivos deste trabalho é obter um catalisador nacional, o qual será denominado LCP-33R, que apresente comportamento semelhante àquele do material americano.

A obtenção de uma alumina com as principais características do suporte do catalisador americano, tais como distribuição bimodal de poros e elevadas resistências mecânica e térmica, exige o emprego de uma rota que resulte em um hidróxido de alumínio, precursor da alumina, com alto grau de cristalinidade. Esta morfologia, mantida após o tratamento térmico de transformação do hidróxido em alumina, garante a formação de macroporos, estrutura indispensável para a eliminação da grande quantidade de gases gerados em um pequeno intervalo de tempo após o acionamento do propulsor. Os microporos são provenientes do processo de desidratação intrapartícula que ocorre durante o tratamento térmico do precursor da alumina, garantindo áreas específicas elevadas ao suporte do catalisador.

2. PARTE EXPERIMENTAL

As atividades de síntese, moldagem e caracterização da alumina, de seu hidróxido precursor e da impregnação com o metal ativo irídio foram realizadas pelo Grupo de Catálise do LCP/INPE, sendo descritas a seguir.

2.1 Preparação do catalisador LCP-33R

a) Primeira Etapa: Síntese do Suporte Alumina

Obtenção de Gibsita

Em um reator de vidro encamisado, adicionou-se uma solução aquosa concentrada de aluminato de sódio (pH superior a 10). O reator foi mantido aquecido com auxílio de um banho termostático. Introduziu-se então, após estabilização da temperatura, o agente precipitante (CO_2), a uma vazão constante, controlada por um medidor mássico do fluxo gasoso. Após cerca de 15h, a reação foi interrompida e o precipitado formado foi separado por filtração e submetido a uma etapa de lavagem com água. O precipitado foi seco em estufa à temperatura de aproximadamente 50°C por 6 horas. O sólido obtido, extremamente fino, mostrou-se altamente cristalino.

Tratamento Hidrotérmico

A partir de testes preliminares, sabe-se que a conformação de um material altamente cristalino é praticamente impossível. Em decorrência deste fato, resolveu-se introduzir um procedimento de autoclavagem da gibsita com uma bohemita de baixa cristalinidade. Antes da etapa de autoclavagem, ambos os precursores (gibsita e bohemita) foram submetidos a uma seleção granulométrica e posterior homogeneização. Neste sentido, 200g de gibsita foram fisicamente homogeneizados com a bohemita por 10 minutos, utilizando-se um misturador tipo "V". A mistura resultante foi dispersa com auxílio de um agente ácido, sob agitação mecânica vigorosa. O gel resultante desta operação foi transferido para uma autoclave e submetido a um aquecimento superior a 100°C , durante várias horas. O agente dispersante foi retirado por meio de filtração a vácuo, utilizando-se um dispositivo de prensagem. A secagem do

material autoclavado foi efetuada em estufa, sob temperatura moderada e durante uma noite. Após secagem, triturou-se o material utilizando um conjunto de moinho almofariz e pistilo.

Conformação

O pó final obtido na etapa acima ($\approx 200\text{g}$) foi introduzido em um misturador tipo sigma e dispersado com uma solução aquosa diluída de ácido. "Pellets" foram obtidos com auxílio de um dispositivo de prensagem, dotado de um orifício de saída de diâmetro conhecido. Depois de moldados, os extrudados permaneceram em estufa sob temperaturas brandas e durante várias horas. Os extrudados foram cuidadosamente quebrados com auxílio de um almofariz e pistilo, sendo selecionadas as partículas com diâmetro inferior a 1,00mm. Tais partículas foram submetidas a um processo de esferoidização, de modo a torná-las arredondadas, isto é, sem arestas, com auxílio de um fluxo de ar comprimido por um longo período, sofrendo avaliação a cada 8 horas, por meio da remoção dos finos formados. Os "pellets" esferoidizados foram calcinados a 600°C , durante várias horas.

b) Segunda Etapa: Impregnação do Suporte Alumina

O catalisador LCP-33R, contendo 33,0% de irídio (em massa), foi preparado com impregnações sucessivas, intercaladas com tratamentos térmicos. O método empregado para a preparação deste catalisador foi o da impregnação incipiente, também denominado de impregnação a seco. Após a primeira impregnação, o material foi secado, em estufa, a 120°C por uma noite. A seguir, o produto foi reduzido sob fluxo de H_2 a elevada temperatura. As demais impregnações foram efetuadas seguindo o mesmo procedimento adotado para a primeira impregnação, sendo seguidas de idênticos tratamentos térmicos.

2.2 Caracterização do Catalisador LCP-33R

Tendo em vista que o catalisador nacional LCP-33R foi submetido a uma longa seqüência de testes na reação de decomposição da hidrazina, em condições drásticas de temperatura e pressão, tornou-se necessário caracterizá-lo antes e após seu emprego, a fim de avaliar sua evolução e, principalmente, sua resistência mecânica e a manutenção de uma elevada atividade catalítica. Para tanto, foram empregados os seguintes métodos: Volumetria de Nitrogênio, Resistência Mecânica ao Esmagamento por Dinamometria, Quimissorção de hidrogênio e Difratometria de Raios-X.

2.3 Testes com Simulação de Altitude

O Banco de Testes com Simulação de Altitude, BTSA, construído no Centro Espacial de Cachoeira Paulista, parte integrante do Laboratório de Propulsão e Combustão do INPE, tem por finalidade principal qualificar propulsores utilizados nas várias manobras espaciais envolvidas no

posicionamento e manutenção das órbitas de satélites e plataformas espaciais.

Projetado e construído em parceria com a SNECMA (Société National d'Études et Construction de Moteurs d'Avion - antiga Societé Europeenne de Propulsion -SEP), empresa que desenvolve sistemas propulsivos para o programa espacial europeu e, em particular, para o lançador de satélites Ariane, o BTSA foi inaugurado em 1999 e está dimensionado para testar e qualificar propulsores nacionais e importados de até 200 N de empuxo, simulando as condições ambientais do espaço. A sua faixa de operação, em ensaios de desenvolvimento e qualificação de propulsores de satélites, o habilita a ser utilizado para se testar e qualificar engenhos utilizados em missões de transporte, como o Space Shuttle americano, e embarcado em satélites pequenos, para manobras de transferência de órbita e correção de atitude. O Space Shuttle, por exemplo, utiliza em suas manobras fora da atmosfera, dezenas de unidades de propulsores com empuxo de 200 N. As naves reutilizáveis e os satélites de menor parte representam a grande maioria da atividade espacial internacional atual.

No programa espacial brasileiro, o BTSA tem o papel de participar do desenvolvimento e da qualificação dos propulsores em desenvolvimento pelo meio científico nacional, assim como de prestar serviços a empresas e órgãos governamentais nacionais e internacionais.

O BTSA possui também, um Laboratório de Análise de Propelentes, Hidrazina, Mono-metil-hidrazina, Dimetil-hidrazina assimétrica, Tetróxido de Nitrogênio, etc.

As figuras 5 e 6 apresentam a câmara de vácuo para testes em motores monopropelentes e bipropelentes de até 200N de empuxo.



Figura 5 - Banco de Testes 200N – Vista Geral.

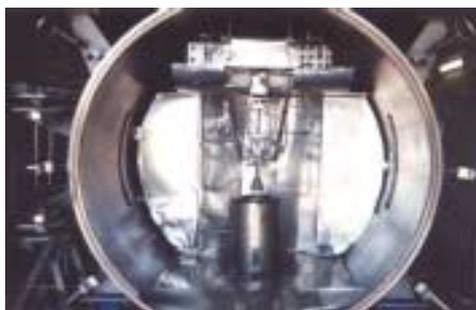


Figura 6 - Propulsor instrumentado na câmara.

O BTSA possui, também, um banco menor para testar motores monopropelentes com até 20N de empuxo. As figuras 7 e 8 apresentam uma visão da câmara de vácuo utilizada durante os testes de qualificação dos propulsores de 5N da PMM.



Figura 7 - Banco de 20N – Câmara fechada.



Figura 8 - Banco de 20N – Câmara aberta.

2.4 Seqüências de acionamento/tiro do propulsor

Neste trabalho, seqüências de tiro foram realizadas, totalizando um período de acionamento igual ao dobro da vida útil especificada para o propulsor, carregado com o catalisador nacional ou americano, e empregando três níveis de pressão: 22 bar (equivale ao início da vida útil do satélite), 12 bar (corresponde a metade da sua vida útil) e 5,5 bar (corresponde ao fim da vida útil do mesmo). Foram realizados tiros contínuos e pulsados, de curta e longa duração (2.000s), partidas a frio (20°C) ou com o pré-aquecimento do leito catalítico (120°C), totalizando aproximadamente 11.000s de operação e 20.000 pulsos.

A hidrazina empregada nos testes do micropropulsor foi analisada empregando-se a técnica de cromatografia gasosa, seguindo o procedimento padrão estabelecido pelo Laboratório de Análises de Propelentes para análise da pureza e dos teores de água e amônia. O laboratório seguiu o padrão de análises estabelecido pela norma militar americana MIL-P-2653E, editada em 27/09/97. Os resultados da análise apresentaram uma pureza de 99,27% e teor de água de 0,72%.

A tabela 1 apresenta as seqüências de tiros realizadas nestes ensaios.

Tabela 1 - Seqüências de Tiro

N° do Teste	Pressão (bar)	N° de pulsos	T _{on} (ms)	T _{off} (ms)
1	5,48	1	10 000	-
2	5,54	1	100 000	-
3	5,54	100	500	500
4	5,54	100	200	800
5	5,54	100	100	900
6	5,58	100	50	950
7	11,97	1	100 000	-
8	12,03	100	500	500
9	12,05	100	200	800
10	12,06	100	100	900
11	12,06	100	50	950
12	22,00	1	100 000	-
13	22,00	100	200	800
14	22,00	1	2.000 000	-
15	5,50	1	10 000	-
16	5,51	1	2 000 000	-
17	5,54	2 000	500	500-
18	5,54	2.000	100	900-
19	5,54	2.000	50	950
20	5,54	1	2 000 000	-
21	12,03	1	10 000	-
22	12,09	2 000	500	500
23	12,09	2 000	200	800
24	12,091	2 000	100	900
25	12,09	1	200 000	-
26	21,97	2 000	500	500
27	22,09	2 000	200	800
28	22,12	2 000	100	900
29	22,12	100	500	500
30	22,15	100	200	800
31	22,15	100	50	950
32	5,64	10	50	950 (21,4°C)
33	5,64	10	100	900 (23,9°C)
34	12,03	10	50	950 (24,9°C)
35	12,12	10	500	500 (24,7°C)
36	12	1	100 000	- (120°C)
37	22	1	100 000	- (120°C)
38	22	100	20	980 (120°C)
39	5,5	1	100 000	(120°C)

Medidas de empuxo (força obtida pelo motor-foguete), pressão na câmara de combustão, pressão de injeção do combustível, vazão, temperaturas do leito e condições de vácuo durante os ensaios foram adquiridos através de um sistema de aquisição de dados, sendo posteriormente tratados e analisados.

3. RESULTADOS E DISCUSSÃO

As figuras 9 e 10 apresentam resultados característicos de empuxo e pressão obtidos quando do emprego do propulsor carregado com o catalisador Shell 405, em diferentes situações da seqüência de testes.

As figuras 11 e 12 permitem comparar o comportamento do catalisador nacional (LCP-33R) com aquele do Shell 405, exatamente nas mesmas situações de testes.

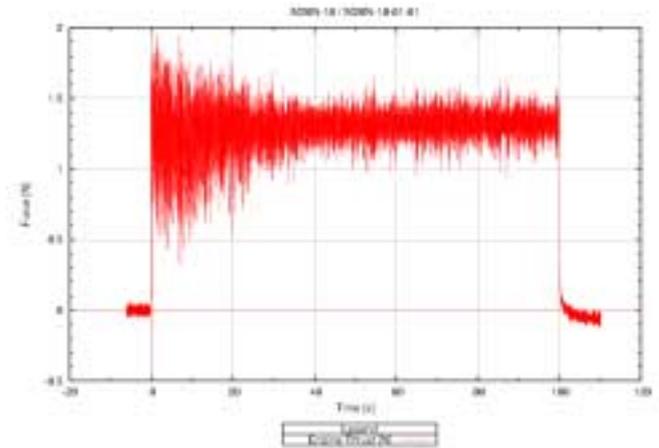


Figura 9 - Teste de 100 s com o catalisador Shell 405 – Empuxo.

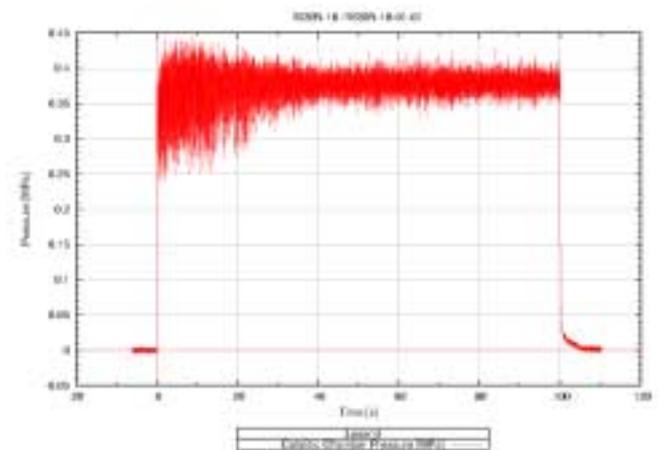


Figura 10 - Teste de 100 s com o catalisador Shell 405 – Pressão.

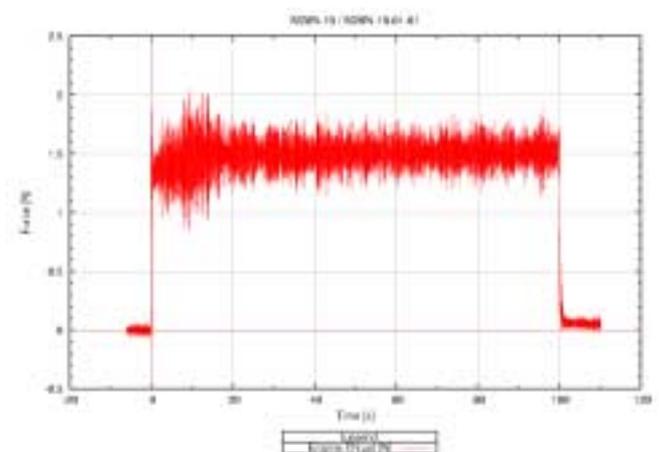


Figura 11 - Teste de 100 s com o catalisador LCP-33R – Empuxo.

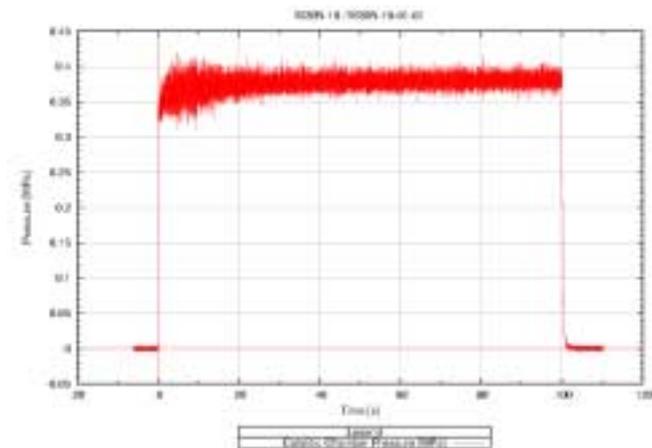


Figura 12 - Teste de 100 s com o catalisador LCP-33R – Pressão.

A comparação, quando do acionamento do propulsor em tiros contínuo, mostra que o catalisador LCP-33R apresenta comportamento semelhante aquele do catalisador Shell 405. A pior situação quanto à degradação do catalisador, é aquela em que o propulsor é acionado em tiros pulsados, com partida a frio.

As figuras 13 e 14 apresentam resultados de uma seqüência de 10 pulsos, com partida do propulsor iniciada a frio, numa pressão de injeção de 12,0 bar, com freqüência de pulsos de $1s^{-1}$ e abertura de válvula de 500 ms.

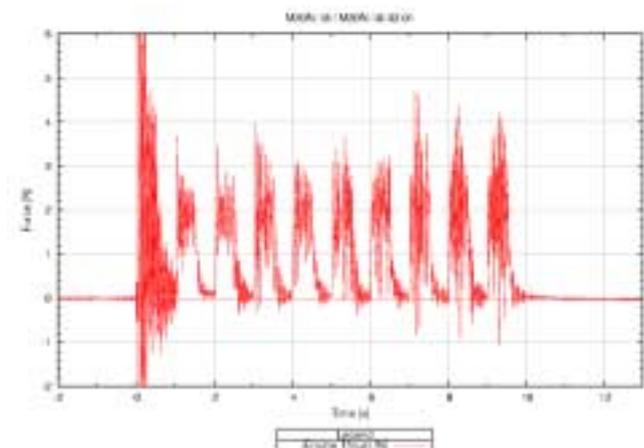


Figura 13 - Teste pulsado a frio – catalisador nacional LCP-33R.

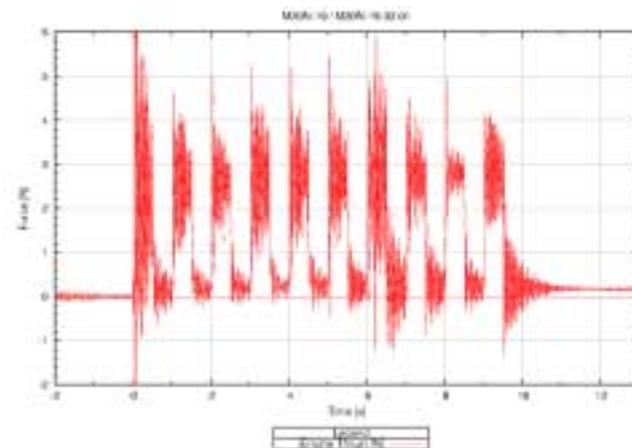


Figura 14 - Teste pulsado a frio – catalisador americano Shell 405.

Como pode ser visto nas figuras apresentadas, mesmo em condições extremas de operação, os dois catalisadores apresentaram desempenhos extremamente semelhantes.

Após o acionamento do propulsor em condições extremamente diversas (tabela 6), totalizando um tempo de acionamento correspondente a duas vezes o consumo da hidrazina disponível em um satélite, pode-se dizer que o mesmo tem condições de ser homologado e, a partir disto, ser utilizado em futuros lançamentos de satélites nacionais. Ao mesmo tempo, a obtenção de comportamentos semelhantes com os dois catalisadores utilizados neste propulsor, é uma evidência de que o catalisador nacional é equivalente àquele importado.

Esta equivalência entre os dois materiais catalíticos fica evidente quando se comparam os resultados de caracterização dos dois catalisadores. Esta comparação é apresentada a seguir.

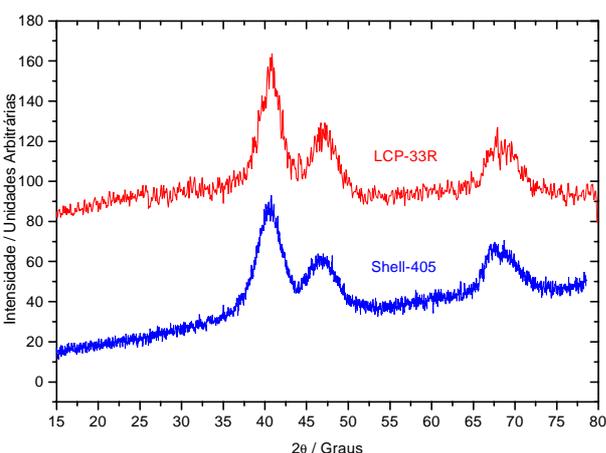
Difratometria de raios X

A figura 15 deixa evidente a similaridade entre os catalisadores nacional e americano no que se refere à fase cristalina do suporte alumina (gama/eta em ambos os catalisadores) e ao seu grau de cristalinidade. Não foram observadas transições de fases durante os testes, resultados que deixam evidentes as excelentes estabilidades térmicas dos dois materiais, ambos submetidos a temperaturas superiores a $800^{\circ}C$.

Figura 15 - Fases cristalinas

Volumetria de Nitrogênio

As tabelas de 2 a 4 e a figura 16 deixam evidente que a evolução das propriedades texturais do catalisador LCP-33R, área específica, volume e distribuição porosa, são mais significativas, mas nada que comprometa o catalisador



nacional. Particularmente, as distribuições porosas apresentadas na figura 16 mostram que o catalisador Shell 405 apresenta inicialmente (antes dos testes) uma moda mais “definida” que o LCP-33R. No entanto, durante os testes, a evolução desta distribuição foi mais acentuada no material importado.

Tabela 2 - Área específica dos catalisadores antes e após os testes no micropropulsor.

	Antes dos testes	Após os testes
LCP-33R	111m ² .g ⁻¹	80m ² .g ⁻¹
Shell-405	121m ² .g ⁻¹	117m ² .g ⁻¹

Tabela 3 - Volume de poros dos catalisadores antes e após os testes no micropropulsor.

	Antes dos testes	Após os testes
LCP-33R	0,121cm ³ .g ⁻¹	0,106cm ³ .g ⁻¹
Shell-405	0,087cm ³ .g ⁻¹	0,124cm ³ .g ⁻¹

Tabela 4 - Diâmetro médio de poros antes e após os testes no micropropulsor.

	Antes dos testes	Após os testes
LCP-33R	≅63Å	≅77Å
Shell-405	≅40Å	≅61Å

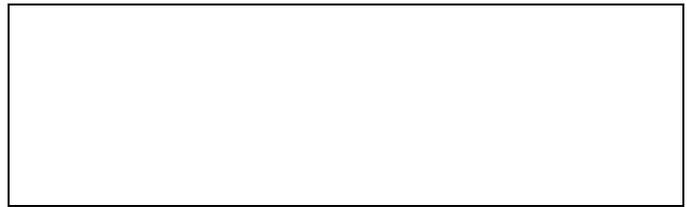


Figura 16 - Distribuição porosa dos catalisadores antes e após os testes no micropropulsor

Resistência mecânica ao esmagamento por dinamometria

A análise da tabela 5 deixa marcante a superioridade da resistência mecânica do catalisador LCP 33R, antes e após a avaliação no propulsor, em relação ao catalisador americano.

Tabela 5 - Resistência Mecânica antes e após os testes no micropropulsor.

	Antes dos testes	Após os testes
LCP-33R	8,4N (+/-1)	9,3N (+/-0,7)
Shell-405	4,7N (+/-0,9)	4,9N (+/-0,7)

Quimissorção de hidrogênio

A tabela apresentada a seguir mostra os principais resultados obtidos quando da caracterização da fase da metálica dos catalisadores, antes e após os testes, por quimissorção de hidrogênio.

Tabela 6 - Resultados obtidos das análises de quimissorção de hidrogênio

		D ¹ (%)	\bar{d}_p ² (nm)	A _{Ir} ³ (m ² .g ⁻¹ .cat.)
Antes	LCP - 33R	41,6	2,2	33,1
	Shell-405	49,4	1,9	35,4
Após	LCP - 33R	17,6	5,2	14,1
	Shell-405	22,9	3,9	16,4

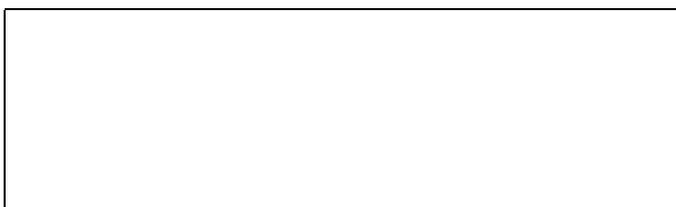
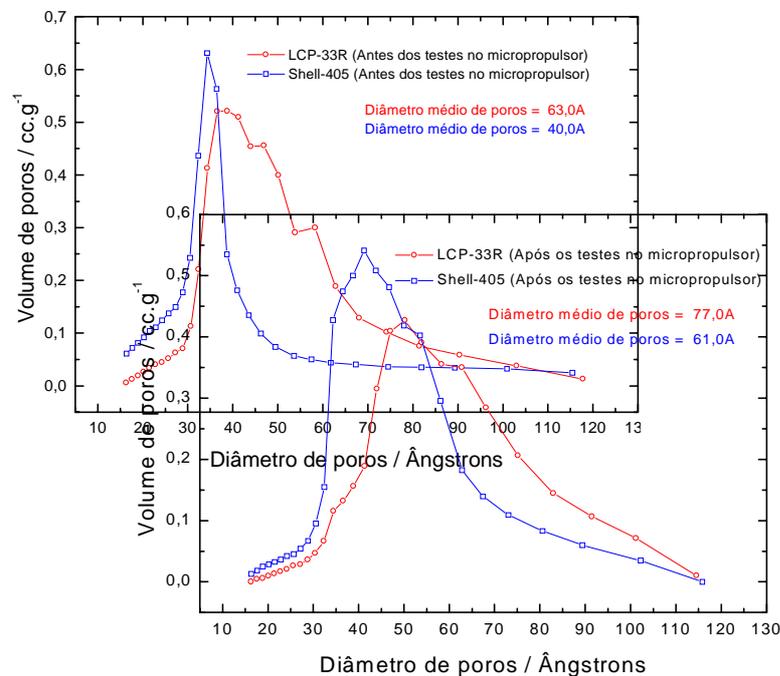
1 - Dispersão Metálica; 2 - Diâmetro Médio das Partículas Metálicas; 3 - Área Metálica Específica.

Fica evidente que mesmo após uma seqüência de tiros extremamente severa, ambos os catalisadores resistiram e evoluíram de forma muito semelhante, o que atesta a durabilidade e a possibilidade de uso imediato do catalisador nacional.

4. CONCLUSÕES

O presente trabalho demonstra que a indústria nacional (FIBRAFORTE) em parceria, com o LCP/INPE, contando com o apoio de fomento à pesquisa da FAPESP, conseguiram, juntos, competência nas áreas de:

- projeto e construção de propulsores de baixo empuxo (Fibraforte),



- síntese e desenvolvimento de catalisadores eficientes de Ir/Al₂O₃ empregados em sistemas micropropulsivos de Satélites (Grupo de Catálise),
- qualificação de sistemas propulsivos de satélites e plataformas espaciais(BTSA).

Os resultados apresentados neste trabalho também permitiram melhor avaliar o BTSA e Laboratório de Análise de Propelentes, ambos pertencentes ao LCP/INPE, sendo que os excelentes desempenhos das equipes durante os testes justificam, plenamente, a continuidade no processo de implantação de um Sistema de Gestão da Qualidade, adequando o BTSA à Norma NBR ISO/IEC 17025:2001, visando à ampliação dos serviços prestados pelo Banco à empresas privadas e organizações governamentais do Brasil e do exterior.

5. AGRADECIMENTOS

À FAPESP pelo apoio cedido ao projeto através do processo de nº 03/07755-5, enquadrado no Programa de Inovação Tecnológica em Pequenas Empresas, envolvendo a empresa FIBRAFORTE e o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais.

6. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Rodrigues, J.A.J.; Zacharias, M.A.; Aquino, A.R.; Rocha, S.M.R. "Preparação de Aluminas Esféricas pelo Processo Sol-Gel". Eclética Química, v. 15, 41-50, 1990.

Rodrigues, J.A.J.; Zacharias, M.A. A influência do Teor de Bicarbonato de Amônio na Estrutura Porosa das Aluminas. Química Nova, v16, 10-14,1993.

Rodrigues, J.A.J. Relatórios Reservados. CENPES – Petrobrás / INPE.

Zacharias, M.A. Relatórios Reservados. IME / INPE.

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.

Oberlander, R.K. Aluminas for Catalyst – Their Preparation and Properties. Applied Industrial Catalysis v.3, p.63, Academic Press, New York, 1984.

Meetin, R.J. et al. Shell 405 Catalyst Improvement, AFRPL-TR-74-36, USA, 1974.