



DESENVOLVIMENTO DE PROPULSOR CATALÍTICO A HIDRAZINA COM 2 N DE EMPUXO

José N. Hinckel, Vladimir J. Trava Airoidi, Evaldo J. Corat
 Ismael E. de Oliveira Jr. e Cláudio Bressan
 INPE – Instituto de Pesquisas Espaciais
 C.P. 515 – 12201 São José dos Campos- SP



RESUMO

Neste trabalho são descritos os principais resultados dos testes realizados com o segundo protótipo de um propulsor catalítico a hidrazina com 2N de empuxo, em desenvolvimento para o subsistema de controle de atitude e órbita dos satélites de sensoriamento remoto com controle em 3 eixos da MECB. São também descritos os procedimentos de projeto e os meios de teste disponíveis no INPE.

INTRODUÇÃO

O Sistema de controle por reação, do satélite de sensoriamento remoto (SSR) da Missão Espacial Completa Brasileira (MECB), consiste de 12 propulsores catalíticos a hidrazina mono-propelente, divididos em dois ramos redundantes, atuando nos três eixos do satélite.

O Sistema propulsivo (SP), é responsável pela aquisição de atitude logo após a injeção em órbita, elevação e circularização da órbita, correção de inclinação da órbita, dessaturação das rodas de reação e manutenção de órbita durante a vida operacional do satélite.

Descrição do Sistema. A configuração do sistema é ilustrada na Figura 1.

A hidrazina é armazenada em dois tanques com expulsão positiva controlada por diafragma, pressurizados por nitrogênio. Os tanques operam em "blow-down" com pressão inicial de 22 bar

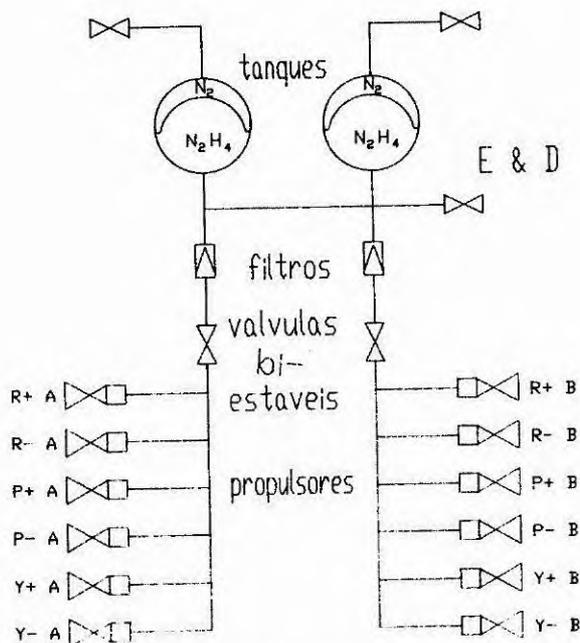


Figura 1: Configuração esquemática do SP SSR

e pressão final de 5,5 bar.

Duas válvulas bi-estáveis isolam cada um dos ramos no caso de falha em algum componente deste. Cada ramo é protegido por um filtro com capacidade de filtragem de partículas de até 10 micra, para impedir deterioração do assento da válvula ou entupimento do orifício de injeção.

DESCRIÇÃO DO PROPULSOR

Cada conjunto propulsor, Figura 2, consiste de uma eletroválvula monoestável e o propulsor propriamente dito, unidos por um suporte estrutural, que serve também como barreira térmica entre o propulsor e a eletroválvula.

A eletroválvula, com vedação teflon/metal é inteiramente construída em materiais compatíveis com hidrazina. É otimizada em peso e potência consumida e satisfaz a rígidos requisitos de tempos de abertura e fechamento.

Um tubo capilar leva a hidrazina da saída da válvula ao injetor.

O propulsor consiste de injetor, câmara catalítica e tubeira de expansão.

A cabeça de injeção contém um orifício pelo qual a hidrazina é injetada na forma líquida para o interior da câmara catalítica. Para evitar que partículas geradas da quebra do catalisador provoquem o entupimento do orifício de injeção, uma tela de platina-ródio com mesh 150-200 é colocada à saída do orifício. Além disto a tela protege o catalisador do impacto direto do jato de hidrazina e produz uma melhor atomização deste.

A câmara catalítica contém o catalisador; irídio impreg-

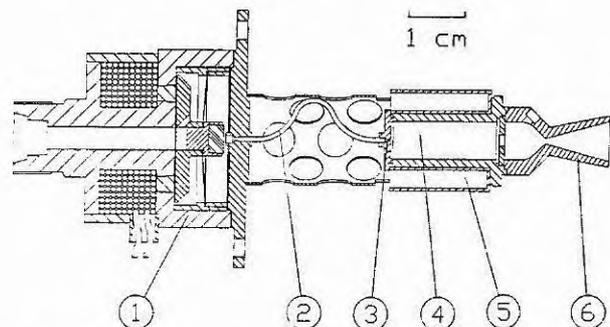


Figura 2: Conjunto propulsor-eletroválvula. 1: eletroválvula. 2: capilar. 3: injetor. 4: câmara. 5: aquecedor. 6: tubeira.

nado em grãos de alumina com alta densidade de poros. Para maior durabilidade do catalisador, o leito catalítico deve ser pré-aquecido a uma temperatura superior a 95° C.

Ao final do leito catalítico é colocada uma tela, também de platina-ródio, com a finalidade de manter o leito devidamente compactado e evitar que os grãos do catalisador sejam expelidos pela tubeira, juntamente com os gases.

A tubeira recebe o empuxo resultante da expansão supersônica. À entrada da região do convergente é colocada uma tomada de pressão para monitorar o desempenho do propulsor durante os testes.

O propulsor é inteiramente usinado em Inconel 600.

O tubo capilar, é soldado à saída da eletroválvula e ao injetor por brasagem com liga de prata-paládio.

O princípio de funcionamento. A hidrazina (N_2H_4) é injetada no propulsor na forma líquida. Ao entrar em contato com o catalisador ela se decompõe gerando amônia (NH_3), nitrogênio (N_2) e hidrogênio (H_2). Esta reação de decomposição é exotérmica. Iniciado o processo por catálise, a liberação de energia aumenta a velocidade da reação já que a hidrazina se decompõe também termicamente, para temperaturas acima de 600°C.

A reação de decomposição da hidrazina se dá numa região bastante curta da câmara catalítica. Na parte restante ocorre a reação de decomposição da amônia. Como esta reação é endotérmica, é desejável que seu avanço seja minimizado, para evitar diminuição de impulso específico.

A velocidade da reação de decomposição da amônia é bastante baixa. Desta forma a composição final dos gases varia muito pouco com o comprimento do leito e a fração de amônia ao final do leito é bem maior do que o seu valor de equilíbrio.

Um modelo mais completo para o mecanismo de decomposição da hidrazina é apresentado em [3].

Procedimento de cálculo. Os requisitos básicos que devem ser satisfeitos pelo sistema propulsivo de satélites são a minimização da massa total do sistema e a maximização do impulso específico.

Os parâmetros operacionais tais como pressão de injeção e razão de "blow-down", resultam deste processo de otimização e de limitações associadas à estabilidade de operação do propulsor.

A equação básica utilizada no dimensionamento do propulsor é a seguinte:

$$p_c = p_i - \Delta p_{ch} - \Delta p_{inj} - \Delta p_{cap} \quad (1)$$

A pressão de injeção, p_i , decresce ao longo da vida do propulsor à medida que o combustível é consumido. O mesmo ocorrendo com o empuxo do propulsor e as perdas de carga.

A pressão ao final da câmara catalítica, p_c , juntamente com a geometria da tubeira determinam a vazão mássica e o empuxo.

A perda de carga no capilar, Δp_{cap} , é em geral pequena. O diâmetro do capilar é calculado de modo a satisfazer a condição de escoamento laminar e volume mínimo.

A perda de carga no orifício de injeção, Δp_{inj} , deve ser superior a 10% do valor da pressão na câmara, p_c , para satisfazer requisitos de estabilidade de operação do propulsor e é determinada pela vazão mássica e geometria do orifício injetor.

A perda de carga ao longo do leito catalítico, Δp_{ch} , é determinada pelo comprimento e diâmetro da câmara, vazão mássica e pelo tipo de catalisador. O valor deste parâmetro também afeta a estabilidade de operação do propulsor. Os limites são estabelecidos empiricamente.

Para satisfazer todos os limites de operação e requisitos de estabilidade são necessárias algumas iterações no procedimento de cálculo.

Projeto e construção do propulsor. O propulsor foi projetado de acordo com os procedimentos usuais de cálculo de parâmetros de operação de motores foguete a combustível líquido e alguns procedimentos empíricos que determinam o grau de dissociação da amônia. Uma descrição detalhada dos procedimentos de cálculo é apresentada em [1].

A tubeira de expansão possui razão de áreas de 50:1. O ângulo do divergente, de 15 graus é o valor comumente utilizado para tuberias cônicas. Com este valor as perdas devidas à componente radial do escoamento à saída da tubeira e o descolamento do escoamento são evitados e o comprimento da tubeira é aceitável.

O diâmetro da garganta da tubeira é o parâmetro construtivo de maior importância relativa na determinação do empuxo do propulsor e deve ser fabricado com grande precisão.

O dimensionamento da câmara catalítica foi feito utilizando correlações empíricas, de acordo com [2]. Estas correlações envolvem o diâmetro e o comprimento do leito, características do catalisador e fluxo de massa através do leito.

O catalisador utilizado foi o Shell 405 com granulação 20-30 mesh.

Para o carregamento do propulsor este é fixado a uma mesa vibradora. Durante o carregamento o propulsor é submetido a vibrações com frequência de 250 Hz e amplitude de 1,5 g, garantindo uma melhor compactação do catalisador.

O orifício de injeção deve proporcionar uma perda de carga suficientemente grande para amortecer oscilações de pressão que ocorrem no interior da câmara catalítica e evitar que estas interajam construtivamente com ondas de pressão se propagando na tubulação e tanque de alimentação.

Especial atenção deve ser dada à distribuição de temperatura de parede do capilar na região do orifício. A vaporização ou decomposição da hidrazina antes do orifício pode provocar oscilações na vazão de massa o, que provoca fortes oscilações de pressão na câmara catalítica e no empuxo do propulsor.

O coeficiente de descarga do orifício é bastante dependente da geometria. Como as dimensões deste são muito pequenas, imprecisões de fabricação afetam significativamente o seu valor. Um procedimento de calibração deve ser adotado.

A usinagem das peças e metrologia foram feitas na COPESP que se encontra equipada para desenvolver processos especiais tais como soldas por feixe de elétrons e brasagens e equipamentos de análise de material e metrologia.

EQUIPAMENTO DE TESTE

Os testes foram realizados numa câmara de vácuo com diâmetro de 1,8 m e comprimento de 2 m. O sistema de bombeamento consiste de bombas tipo Roots e bombas mecânicas convencionais com uma capacidade de 4 m³/s.

As medidas de pressão na câmara catalítica e na linha de alimentação são realizadas com transdutores piezoelétrico com frequência de corte superior a 50 kHz. Os transdutores possuem compensação para temperatura de até 100°C e resposta a pressão dinâmica e estática. Para tiros pulsados transdutores piezoelétricos com compensação de temperatura até 350° C e frequência de corte acima de 180 kHz são também utilizados para medir a pressão na câmara.

As medidas de temperatura na parede do propulsor são feitas com termopares tipo K, cromel-alumel.

Um orifício de 0,3 mm de diâmetro é utilizado para realizar a medida de vazão do combustível. Dois transdutores de pressão piezoresistivos são utilizados para medir o diferencial de pressão através do orifício. Este procedimento foi utilizado para realizar as medidas de vazão tanto em regime contínuo como em regime pulsado.

O erro observado na medida de vazão, utilizando este procedimento, foi sempre inferior a 5%, mesmo para o caso de

regime pulsado.

Um computador HP-9000 é utilizado para controlar a operação do propulsor e o sistema de aquisição e análise de dados. Um multiprogramador com 40 canais, conversor A/D de 12 bits e frequência de conversão de 500 kHz é utilizado para observar e armazenar todos os parâmetros de operação do propulsor.

DESEMPENHO DO PROPULSOR

O propulsor foi operado em condições correspondentes a um ciclo completo de vida especificado para a missão dos satélites SSR.

Inicialmente foi feito um mapeamento completo do funcionamento em todas as condições de operação requeridas em sua especificação.

As pressões testadas foram: 22 bar, 10 bar e 5,5 bar. Em cada uma destas pressões foram realizados tiros contínuos com duração de 100 segundos cada e sequências com 100 pulsos cada com larguras de pulso de 50 ms, 100 ms, 200 ms e 500 ms.

Na Figura 3 é mostrado o traço de pressão para um tiro contínuo com pressão de injeção de 22 bar. No início do pulso são observados dois picos de pressão com amplitude bastante grande. No restante do tiro a amplitude das oscilações de pressão, pico a pico, é inferior a 10% do valor médio da pressão na câmara.

Durante os 2 primeiros segundos é observado um pequeno aumento da pressão na câmara. Isto se deve ao fato de que o propulsor se encontra inicialmente frio e a temperatura atingida pelos gases é menor, já que boa parte da energia liberada pela decomposição da hidrazina é absorvida para aquecer o propulsor. Desta forma a energia disponível para aceleração do gás na tubeira é consideravelmente reduzida.

Neste intervalo inicial o impulso específico é substancialmente reduzido, pois neste caso a vazão mássica é maior do que no regime permanente e a velocidade de escape dos gases é menor do que no regime permanente.

Na Figura 4 são mostrados 5 pulsos de um trem de 100 pulsos a uma pressão de injeção de 10 bar e largura de pulso de 500 ms. O sinal de corrente da eletroválvula é também mostrado.

Na Figura 5 é mostrado um pulso com mais detalhes. O tempo de subida da pressão na câmara a 90% de seu valor médio durante o pulso é de aproximadamente 25 ms e o tempo de descida a 10% do valor médio durante o pulso é de aproximadamente 35 ms.

Como o laboratório ainda não está equipado com balança, o empuxo do propulsor no presente caso é determinado a partir da medida da pressão na câmara de estagnação. A medida da pressão, a temperatura dos gases e a geometria da tubeira

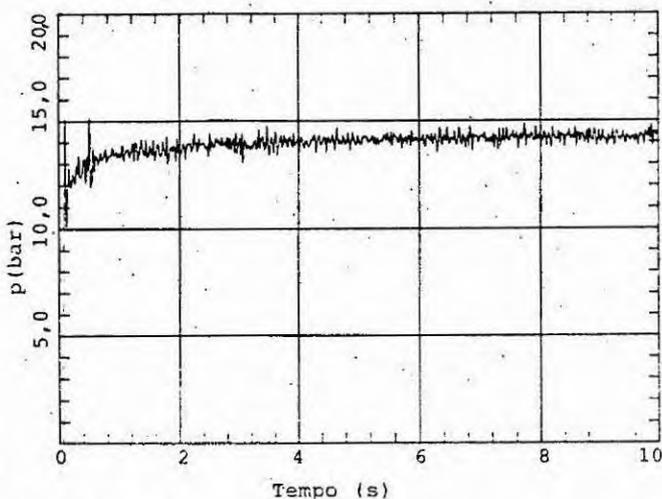


Figura 3: Sinal de pressão na câmara para um tiro contínuo com pressão de injeção de 22 bar.

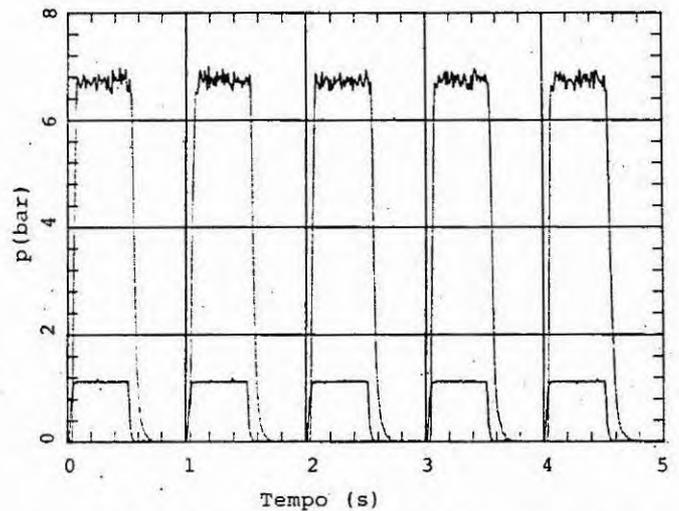


Figura 4: Sinal de pressão na câmara para cinco pulsos com largura de pulso de 500 ms e pressão de injeção de 10 bar.

permitem um cálculo do empuxo com razoável precisão principalmente em se tratando do regime estacionário.

Durante o transitório de subida, com o propulsor frio este método leva a imprecisões, principalmente devidas ao fato de que a temperatura dos gases varia consideravelmente. O erro estimado para a medida de empuxo por este procedimento é de 10%.

Na Figura 6 é mostrada a curva de empuxo versus pressão de injeção. A curva sólida representa o valor de projeto e os pontos indicados mostram os valores calculados a partir da medida da pressão na câmara catalítica. A medida de pressão utilizada foi a de regime estacionário, nos últimos 50 segundos de tiros de 100 segundos, quando o propulsor já havia atingido a temperatura de equilíbrio.

Na Figura 7 são mostrados os diferentes I_{bit} (impulso total de um pulso) obtidos ao se variar a pressão de injeção e a largura de pulso. Os valores representados foram obtidos dos últimos 50 pulsos de trens de 100 pulsos. Desta forma os efeitos de transitórios térmicos são minimizados. Nos primeiros pulsos em cada trem de pulsos há um crescimento considerável do I_{bit} . Após a temperatura do propulsor atingir o valor de equilíbrio a variação do I_{bit} de pulso a pulso é inferior a 3%.

Na Figura 8 é mostrada a variação dos I_{bit} em um trens de pulsos com 100 pulsos.

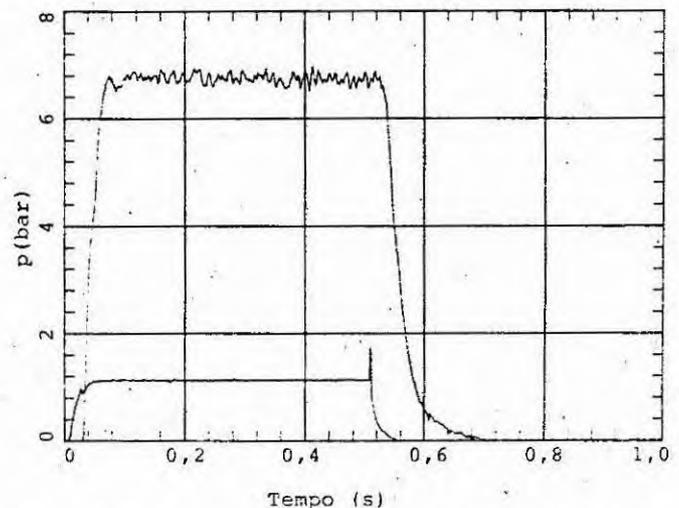


Figura 5: Sinal de pressão para um pulso. Pressão de injeção de 10 bar. Largura de pulso: 500 ms.

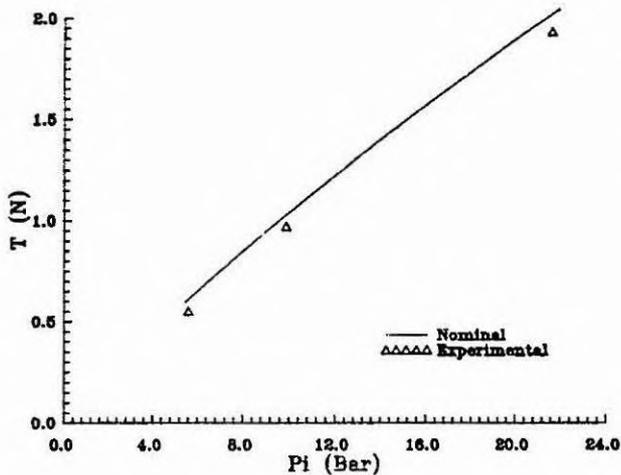


Figura 6: Empuxo do propulsor versus pressão de injeção.

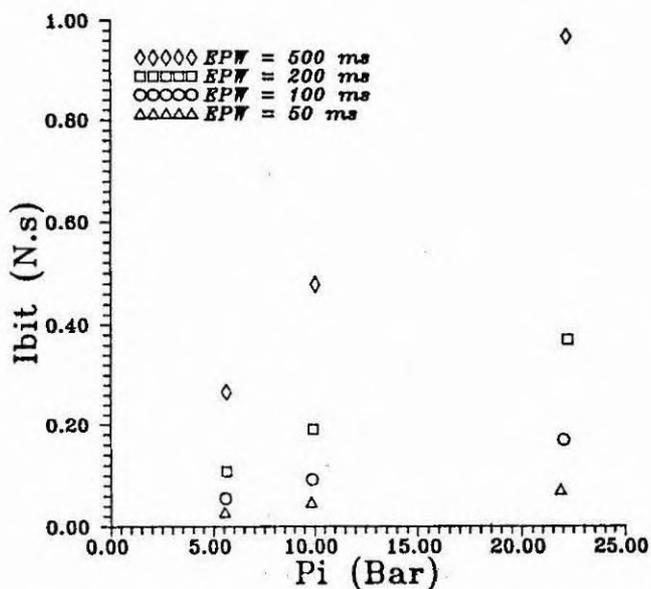


Figura 7: I_{bit} para diferentes larguras de pulso elétrico e diferentes pressões de injeção.

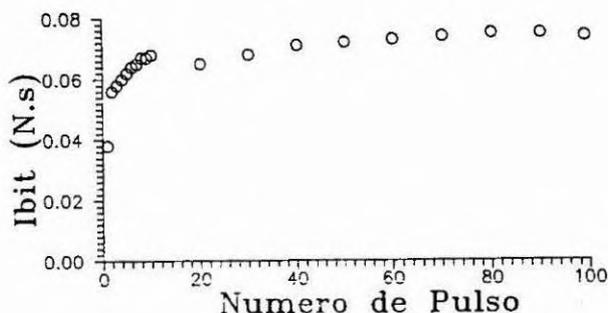


Figura 8: Variação do I_{bit} em um trem de 100 pulsos. Pressão de injeção de 21,9 bar. Largura de pulso de 50 ms.

Após o mapeamento inicial de desempenho do propulsor este foi submetido a uma sequência de testes para tiros pulsados e contínuos para simular as condições operacionais em órbita.

Foram realizados um total de 20.000 pulsos a diferentes pressões e com diferentes larguras de pulso. Dentro desta sequência foram dadas 1.000 partidas a temperatura de 150°C e 10 partidas a temperatura ambiente.

Dois tiros contínuos de 1.500 segundos foram também realizados.

As oscilações de pressão na câmara também se mantiveram no mesmo nível observado no mapeamento inicial.

CONCLUSÃO

Os resultados dos testes realizados demonstram a viabilidade de se construir no Brasil este tipo de propulsores, bem como a capacidade de qualificá-los para vôo. Os procedimentos de projeto, fabricação e testes utilizados mostraram-se adequados a se chegar a modelos que atendam às especificações requeridas para os satélites de sensoriamento remoto da MECB.

Referências

- [1] Hinckel, J.N., Projeto de Propulsor Catalítico a hidrazina com 2N de empuxo. INPE-4703-RPE/577. 1988.
- [2] Rocket Research Corporation. Development of Design and Scaling Criteria for Monopropellant Hydrazine Reactors employing Shell 405 Spontaneous Catalyst. Seattle, Wa. 1965 NASA CR 82456.
- [3] Devloo, F.R.B., Villalobos, S.M.G.G., Numerical simulation model of hydrazine attitude control thrusters. Anais do Cobem 89.
- [4] Hill, F.G., Peterson, C.R., **Mechanics and Thermodynamics of Propulsion**. Addison-Wesley Publishing Company. 1965.

ABSTRACT

This paper describes the results obtained in the development of the second hydrazine monopropellant thruster at INPE. The thruster assemblies are to be used for the reaction control system of remote sensing satellites of MECB (Brazil Complete Space Mission). The thruster assemblies built and tested have a nominal 2N thrust and operate from a blow down hydrazine feed system with initial pressure of 22 bar and final pressure of 5,5 bar. Design procedures, test facilities and test programs are also described.