

# DESENVOLVIMENTO DE MOTORES A BIPROPELENTES LÍQUIDOS

José Gobbo-Ferreira<sup>1</sup>, José Alberto Mendes Bernardes<sup>2</sup>, Carlos Dolberth Jaeger<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Laboratório Associado de Combustão e Propulsão  
e-mail: jgobboferreira@gmail.com

<sup>2</sup>Instituto de Aeronáutica e Espaço, Comando-Geral de Tecnologia Aeroespacial  
e-mail: bernardes@iae.cta.br

<sup>3</sup>Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Laboratório Associado de Combustão e Propulsão  
e-mail: carlos.jaeger@gmail.com

**RESUMO** – Este artigo relata o estado atual de um motor a bipropelentes, utilizando Dimetilhidrazina Assimétrica [NH<sub>2</sub>(CH<sub>3</sub>)<sub>2</sub>, UDMH] como combustível e Tetróxido de Nitrogênio (N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>, NTO) como oxidante. São discutidos aspectos de seu projeto e de sua fabricação e são apresentados e analisados resultados obtidos em ensaios em um Banco de Testes em Condições Atmosféricas. O motor fornece um empuxo que pode ser ajustado entre 350 e 400 N em uma altitude de cerca de 500 km. Ele tem condições de ser utilizado como motor de controle de rolamento do Veículo Lançador de Satélites (VLS) nacional ou como motor de apogeu para satélites de médio porte. É importante salientar que o motor, concluído desde 2004, é o primeiro propulsor nacional a bipropelentes a fornecer resultados consistentemente adequados e repetitivos, com desempenho seguro e cuja estrutura se apresenta completamente íntegra após todos os esforços e cargas, mecânicas e térmicas, desenvolvidos durante os testes.

**PALAVRAS-CHAVE:** reações químicas, combustão de propelentes, propulsão, motores bipropelentes

## 1. INTRODUÇÃO

No contexto de um projeto inserido no programa PRONEX (Projeto 248/97) do Governo Federal, foi projetado, fabricado e desenvolvido um motor a bipropelentes, utilizando o par hipergólico Dimetilhidrazina Assimétrica (UDMH) como combustível e o Tetróxido de Nitrogênio (NTO) como oxidante. O motor fornece um empuxo entre 350 e 400 N em uma altitude de cerca de 500 km. Esse engenho tem condições de ser utilizado como motor de controle de rolamento de um Veículo Lançador de Satélites (VLS) e também como motor de apogeu para satélites de médio porte (Bernardes, 2000, pp 22-25).

O trabalho foi desenvolvido no BTCA do Laboratório de Combustão e Propulsão (LCP) do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), Instituição sede do projeto, e no Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) do Comando-Geral de Tecnologia Aeroespacial (CTA).

A premissa fundamental do trabalho era que o propulsor resultante deveria ter condições de ser inteiramente fabricado no Brasil, com materiais facilmente encontráveis e tecnologia completamente dominada.

Na impossibilidade de obter ligas metálicas em condições de suportar as temperaturas internas da câmara de combustão ( $\approx 2600^{\circ}\text{C}$ ), decidiu-se por utilizar

uma parcela do oxidante para estabelecer um filme junto à parede, cuja evaporação, em quase ausência do combustível, protege fisicamente a parede e diminui o calor liberado pela reação naquele local pois ela está ocorrendo fora da razão de mistura ideal. Essas duas ações simultâneas diminuem a temperatura local até um valor suportável.

## 2. O MOTOR

O motor é confeccionado em aço inoxidável disponível no mercado brasileiro. A Figura 1 mostra o motor com tubeira expandindo para o vácuo e a Figura 2 o mesmo motor, no qual a tubeira foi ajustada para a pressão atmosférica.

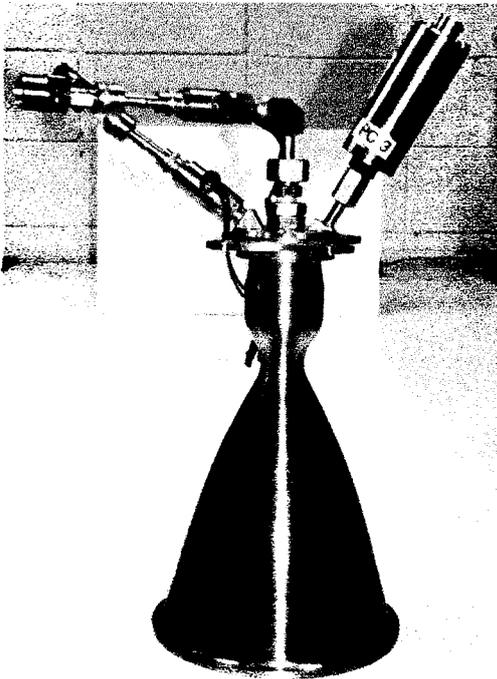


Figura 1 - Motor Nacional, classe 300 N, com tubeira expandindo para o vácuo.

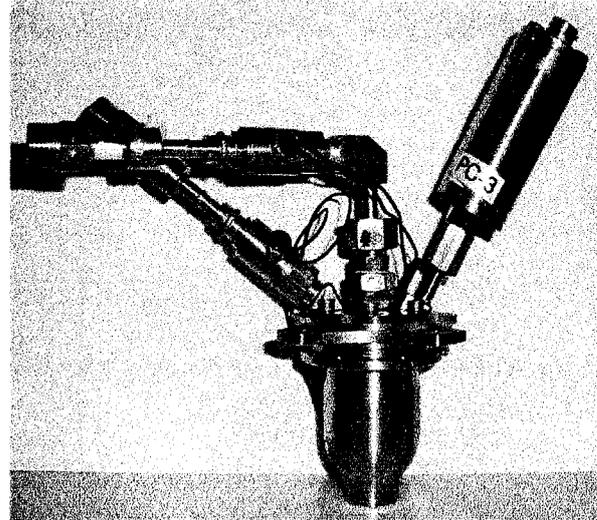


Figura 2 - Motor Nacional, classe 300 N, com tubeira ajustada à pressão atmosférica.

Os propelentes são armazenados em tanques pressurizados e duas eletro-válvulas, uma para cada propelente, os introduzem no conjunto de injetores. A Figura 3 mostra o modelo de eletro-válvula projetado e fabricado para emprego no motor. Infelizmente, os recursos disponíveis só permitiram a fabricação de um exemplar, que não foi utilizado no motor.

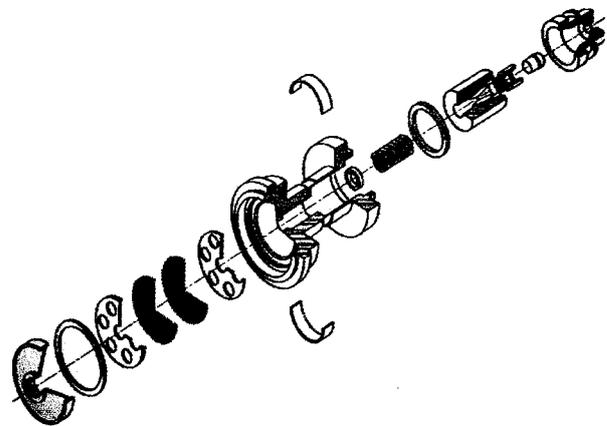


Figura 3 - Esquema da eletro-válvula nacional.



O cabeçote é fixado na face frontal do sistema câmara de combustão/tubeira e aloja o conjunto de injetores, o do combustível e o do oxidante.

Na superfície interna do cabeçote, que passa a constituir o fundo da câmara de combustão, é praticado um sulco que age como um ressonador de Helmholtz (Sutton e Biblarz, 2001, pp 356-360) atenuando as irregularidades acústicas da combustão. A ausência desse sulco provoca uma combustão grosseira, que se reflete claramente no comportamento da pressão ao longo do tempo de combustão.

O diferencial marcante da tecnologia adotada é o projeto e a execução do conjunto de injetores. Ele é do tipo tangencial centrífugo (Souza, 2001) e dispõe de circuitos separados e estanques para o combustível e o oxidante. Os dois circuitos são cilíndricos concêntricos, sendo que o oxidante passa pelo cilindro externo e o combustível pelo interno.

O combustível é introduzido na direção ao longo do eixo do conjunto (que coincide com o eixo do motor) e, no interior do corpo do injetor, passa por uma peça denominada indutor, na qual são praticados canais inclinados em relação ao sentido de admissão do fluido, o que lhe confere uma trajetória circular, tangencial à parede do injetor do combustível.

O fluxo de oxidante é introduzido lateralmente e inclinado em relação ao eixo do conjunto. Uma pequena porção é encaminhada a um conjunto de orifícios distribuídos circularmente em uma das saídas do oxidante e que é dirigida na direção da parede da câmara a fim de estabelecer o filme de arrefecimento citado acima. A massa restante do oxidante, muito mais expressiva que a outra, adquire também uma trajetória circular, tangente à parede de sua seção,

causada pela inclinação com que foi introduzida no sistema.

Na saída, devido a seu movimento tangencial às paredes, o jato de cada propelente se transforma em um cone de fluido, que é interceptado pelo cone do outro, o que propicia uma mistura final homogênea e uma excelente atomização.

Como já citado, o par de propelentes utilizado é hipergólico, ou seja, os propelentes reagem entre si espontaneamente. Essa característica é particularmente vantajosa, pois dispensa o emprego de um sistema autônomo de ignição.

A câmara de combustão é projetada levando-se em consideração um comprimento característico de câmara,  $L^*$ , adequado para as faixas de empuxo e pressão desejadas (Huzel e Huang, 1992, pp 71-74).

A câmara e a tubeira, até um certo diâmetro de seção divergente, formam uma só peça. O diâmetro da seção de saída de projeto para funcionamento no vácuo é alcançado pela soldagem de um complemento divergente. Até a presente versão do motor, a garganta da tubeira não é dotada de qualquer inserto especial.

### **3. INSTRUMENTAÇÃO UTILIZADA E PROCEDIMENTOS DE CALIBRAÇÃO**

Para a medida do empuxo foi utilizada uma célula de carga padrão. Sua calibração in loco é peculiar, pois o empuxo é exercido de baixo para cima. Por isso, foi utilizada uma balança de braços iguais para inverter o sentido do esforço. Foram aplicados pesos conhecidos sobre um dos braços enquanto o outro pressionava a célula de carga. Esse processo mostrou que o erro está limitado a 1,5% da leitura.

Para as medidas de vazão foram utilizados aparelhos do tipo Coriolis. Devido a extrema toxicidade dos propelentes, a calibração dos medidores foi realizada por meio de uma extensa série de testes com água destilada.

Os sensores/transmissores de pressão e os termopares foram calibrados na bancada de calibração do BTCA, recentemente certificada em procedimento rastreado pelo INMETRO.

#### 4. ESTADO DOS PROPELENTES

Os propelentes foram colhidos e analisados.

Para o  $N_2O_4$  foram adotados os procedimentos recomendados pela Norma Mil-P 26539 constituídos de análise de pureza e determinação dos teores de água livre, ácido nítrico e água total por meio da técnica de Espectrofotometria de UV/VIS/NIR. A concentração do oxidante recomendado pela Norma é  $>99,5\%$ . Na análise do propelente utilizado foi obtido o valor  $99,4\%$ , que foi considerado aceitável.

A análise do combustível obedece ao preconizado na Norma Mil-P 25604E e consiste na determinação da pureza do produto e da concentração de água total por meio de cromatografia em fase gasosa. A Norma recomenda uma concentração de UDMH acima de  $98,0\%$ . O propelente utilizado apresentou uma concentração de  $99,64\%$ .

#### 5. RESULTADOS E DISCUSSÃO

O motor foi testado tanto com tubeira ajustada para a pressão atmosférica quanto para vácuo, em regimes contínuo e pulsado. Todos os parâmetros medidos (empuxo, pressões e temperaturas) ficaram dentro dos valores aceitáveis.

A Figura 4 mostra o motor em teste no ponto fixo, com tubeira expandindo para o vácuo.



Figura 4 - Teste do Motor Nacional com tubeira expandindo para o vácuo.

Para o teste mostrado na Figura 5, a tubeira foi ajustada para os valores de pressão atmosférica reinantes no local.

O desempenho do motor fica um tanto prejudicado, pois parte do oxidante que serviria para refrigerar o divergente da tubeira não é aproveitado.

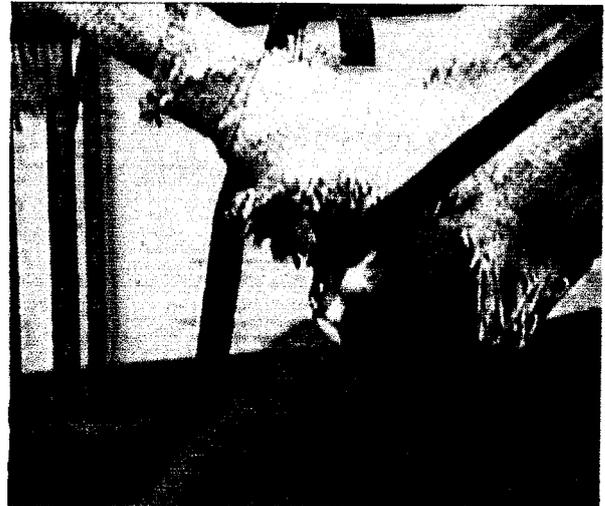


Figura 5 - Teste do Motor Nacional com tubeira ajustada à pressão atmosférica.



As temperaturas externas ao longo do corpo do motor são os parâmetros críticos deste projeto em particular, assumindo-se que elas sejam um reflexo da distribuição interna de temperaturas. Cabe ao conjunto injetor dirigir rumo às paredes a quantidade adequada de oxidante para protegê-las das elevadas temperaturas reinantes na câmara de combustão. Qualquer falha no desempenho do arrefecimento leva ao surgimento de pontos quentes que acabam por fundir a parede da câmara, levando o motor ao colapso. Atualmente, as temperaturas medidas sugerem um valor interno bem abaixo daqueles que o material tem, teoricamente, condições de suportar. Isto leva a crer que o arrefecimento está exagerado.

As curvas de pressão e empuxo, mostradas na Figura - 6, apresentaram oscilação compatível com a combustão de propelentes líquidos. Não ocorreram instabilidades de combustão de qualquer natureza.

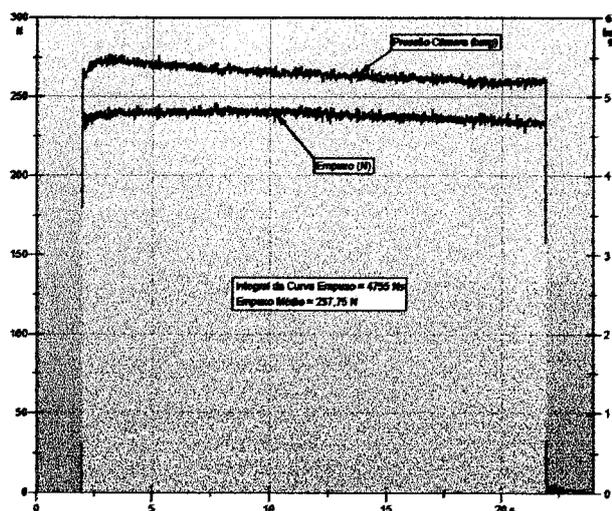


Figura 6 - Curvas de pressão de câmara e empuxo do motor.

Embora o universo de ensaios seja pequeno, pode-se observar que:

a) O controle da razão de mistura ( $r = \text{Oxidante/Combustível}$ ) é bastante difícil, pois a vazão de um dos propelentes influi

sobre a do outro. Assim, se a razão de mistura estiver baixa, por exemplo, não basta aumentar a pressão de linha do oxidante. Além do mais, o comportamento das válvulas de entrada do motor pode modificar as relações de pressão necessárias nos tanques de propelentes para a obtenção das diferentes razões de mistura.

b) O desempenho do motor depende de fatores tais como:

- a temperatura interna da câmara no começo de cada ensaio. Ela varia durante uma série de ensaios, aumentando continuamente. Essa variação é difícil de estimar, tornando incerto o tempo de repouso entre um ensaio e o seguinte.

- o tempo de duração do ensaio, pois a temperatura aumenta à medida que ele aumenta e a combustão vai se tornando mais eficiente.

- a parcela de oxidante destinada ao arrefecimento das paredes. Como o oxidante utilizado para tal é consumido em ambiente extremamente pobre, a razão de mistura ( $r$ ) efetiva é menor do que o valor calculado pela relação oxidante / combustível consumidos.

c) O motor está funcionando com temperaturas externas muito baixas, sugerindo que a quantidade de oxidante destinada ao arrefecimento poderia ser diminuída, aumentando sua impulsão específica.

## 6. CONCLUSÕES

Este trabalho descreve sucintamente as atividades destinadas a projetar, fabricar e desenvolver um motor bipropelente, inteiramente nacional, para aplicações no campo aeroespacial. O motor produzido funcionou perfeitamente em todos os ensaios.

Os parâmetros de referência foram as temperaturas externas ao longo do corpo do motor, a pressão de câmara, o empuxo e a razão de mistura.

Fica evidenciada a necessidade e a importância da alocação de recursos para que esse trabalho prossiga, uma vez que ainda é possível, teórica e praticamente, melhorar o desempenho do motor pela otimização da parcela de oxidante destinada ao arrefecimento das paredes da câmara.

A eletro-válvula projetada e produzida para esse engenho funcionou acima dos padrões de aceitação. A diferença de preço, quando comparada com as equivalentes estrangeiras, demonstra claramente que a continuidade de sua produção é altamente recomendável, pelos enormes benefícios econômicos e tecnológicos que pode propiciar.

## 7. HOMENAGEM

Este trabalho é uma homenagem aos Engenheiros César Augusto Varejão, Carlos Alberto Pedrini e Eliseu Morais Vieira e aos Técnicos José Eduardo Pereira e Jonas Barbosa Filho, que faziam parte da equipe executora do projeto e que pereceram no trágico acidente em Alcântara.

## 8. AGRADECIMENTOS

Os resultados alcançados por este trabalho foram possíveis graças aos recursos provenientes de um projeto FAPESP de apoio à infraestrutura e do já citado projeto PRONEX 248/97, através da FINEP e do CNPq.

## 9. REFERÊNCIAS

BERNARDES J.A.M., “Método de Projeto Básico de Motores Foguete a Propelente Líquido para Controle de Atitude”, Dissertação de Mestrado, Instituto Tecnológico da Aeronáutica, S.J. dos Campos, 2000, pp 22-25.

HUZEL D.K. and HUANG D.H., “Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines”, Revised, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992, pp 71-74

SOUZA J.R.P., “Estudo de um Injetor Centrífugo Bipropelente Utilizado em Motor Foguete a Propelente Líquido”, Dissertação de Mestrado, Instituto Tecnológico da Aeronáutica, S.J. dos Campos, 2001

SUTTON G.P. and BIBLARZ O., “Rocket Propulsion Elements”, 7th Ed, John Wiley & Sons, New York, 2001, pp 356-360