

# Desenvolvimento de Propulsor para Apogeu de Satélites e Controle de Rolamento de Veículos Lançadores

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

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais(Escola Superior de Guerra - 2009)<sup>1</sup> Instituto de Aeronáutica e Espaço<sup>2</sup> Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais<sup>3</sup>

**Resumo** — 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 a Dimetilhidrazina Assimétrica (UDMH) como combustível e o Tetróxido de Nitrogênio ( $N_2O_4$ , NTO) como oxidante. O motor fornece um empuxo que pode ser ajustado 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 do Veículo Lançador de Satélites (VLS) nacional e também 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-chaves** — Sistemas espaciais, propulsão, motores bipropelentes.

## I. 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 ( $N_2O_4$ , 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 nosso Veículo Lançador de Satélites (VLS) e também como motor de apogeu para satélites de médio porte.[1]

O trabalho foi desenvolvido no 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 motor deveria 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, onde sua evaporação, em quase ausência do combustível, protege fisicamente a parede e absorve calor da reação, que naquela região está fora da razão de mistura ideal, diminuindo a temperatura local.

José Gobbo Ferreira, jgobboferreira@gmail.com; José Alberto Mendes Bernardes, bernardes@iae.cta.br, Tel +55-12-3947-4632; Carlos Dolberth Jaeger, carlos.jaeger@gmail.com, Tel. +55-12-3186-9384, Fax +55-12-3101-1992

## II. O MOTOR

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



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



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

As eletro-válvulas introduzem no conjunto de injetores os propelentes oriundos dos tanques pressurizados. A Fig. 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.

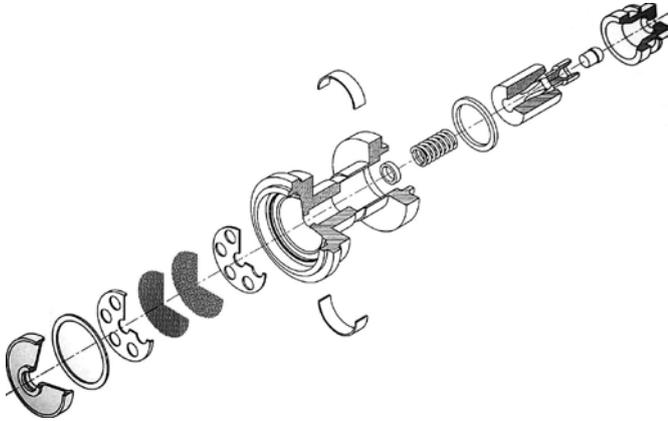


Fig. 3. Esquema da eletro-válvula nacional.

O cabeçote é fixado na face frontal do conjunto câmara de combustão/tubeira e aloja o conjunto de injetores, do combustível e do oxidante. Em sua superfície que passa a constituir o fundo da câmara de combustão é praticado um sulco que age como um ressonador de Helmholtz [2] atenuando as irregularidades 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 [3] e dispõe de circuitos separados e estanques para o combustível e o oxidante. Os circuitos são cilíndricos e a passagem do oxidante constitui o cilindro externo.

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 da seção 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 prover seu arrefecimento. 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 bastante homogênea e uma atomização bastante eficiente.

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 [4].

A tubeira forma uma só peça com a câmara e, até a presente versão do motor, não é dotada de qualquer inserto especial.

### III. INSTRUMENTAÇÃO UTILIZADA E PROCEDIMENTOS DE CALIBRAÇÃO

Para a medida do empuxo foi utilizada uma célula de carga padrão. Sua calibração 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. Os medidores foram submetidos a uma extensa série de testes com água para calibração.

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

### IV. ESTADO DOS PROPELENTES

Os propelentes foram colhidos e analisados. A concentração do oxidante é aceitável, praticamente dentro do valor recomendado pela Norma Mil-P 26539 que é  $>99,5\%$ . Na análise foi obtido o valor  $99,4\%$ .

O combustível está perfeitamente dentro dos padrões da Norma Mil-P 25604E, que é  $>98,0\%$ . Na análise foi obtido o valor  $99,64\%$ .

### V. 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 Fig. 4. mostra o motor, com tubeira expandindo para o vácuo, em teste no ponto fixo:

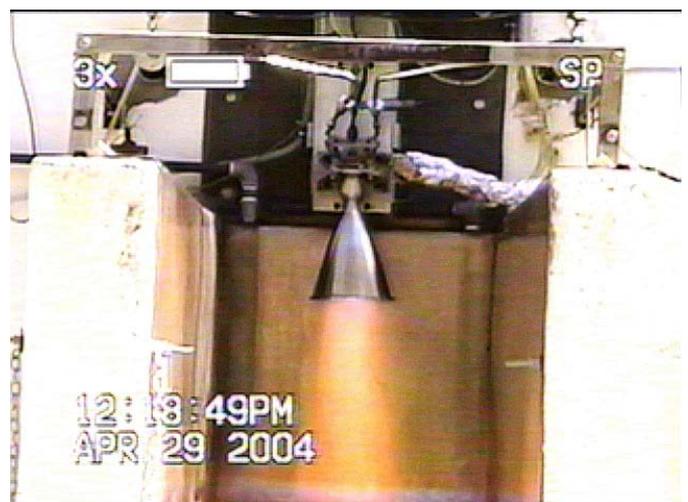


Fig. 4. Teste do Motor Nacional com tubeira expandindo para o vácuo.

Para o teste mostrado na Fig. 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.

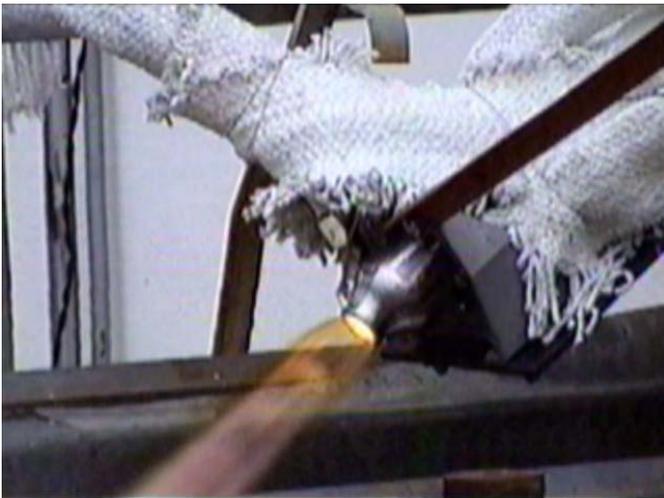


Fig. 5. Teste do Motor Nacional com tubeira ajustada à pressão atmosférica.

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 ao colapso do motor. 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 Fig. 6., apresentaram oscilação compatível com a combustão de propelentes líquidos. Não ocorreram instabilidades de combustão de qualquer natureza.

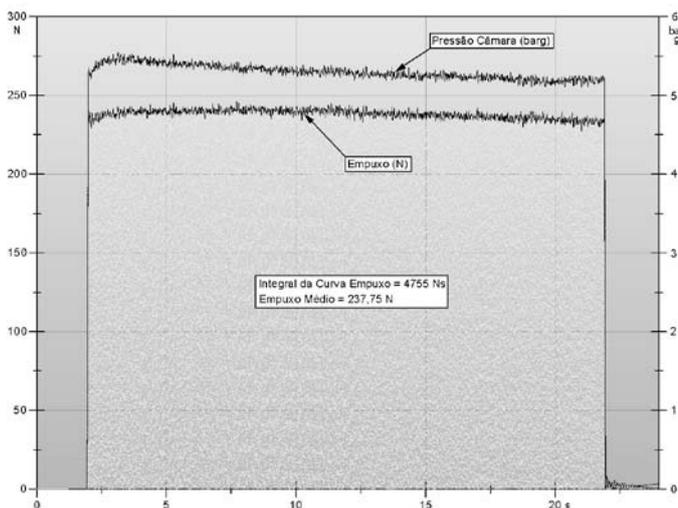


Fig. 6. Curvas de pressão de câmara e empuxo do motor.

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 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.

## VI. 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 desenvolvido 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.

Sobretudo, é crucial que a eletro-válvula projetada e testada para esse engenho, e que funcionou acima dos padrões de aceitação, tenha sua produção assegurada, pelos enormes benefícios econômicos e tecnológicos que tal atividade pode propiciar.

## HOMENAGEM

Este trabalho é uma homenagem aos Engenheiros César Augusto Varejão, Carlos Alberto Pedrini e Eliseu Moraes Vieira e aos Técnicos José Eduardo Pereira e Jonas Barbosa Filho, que faziam parte de nossa equipe e que pereceram em Alcântara na tentativa de materializar nossos sonhos. Esperamos, apreensivos, que seu sacrifício não tenha sido em vão.

## REFERÊNCIAS

- [1] J.A.M. Bernardes, "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.
- [2] G.P.Sutton and O. Biblarz, "Rocket Propulsion Elements", 7th Ed, John Wiley & Sons, New York, 2001, pp 356-360
- [3] J.R.P.Souza, "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
- [4] D.K.Huzel and D.H.Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines", Revised, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992, pp 71-74