



V CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA  
V NATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING  
25 a 28 de agosto de 2008 – Salvador – Bahia - Brasil  
August 25 – 28, 2008 - Salvador – Bahia – Brazil

## MEDIDAS DE DESEMPENHO E ANÁLISE TÉRMICA DE UM PROPULSOR BIPROPELENTE DE 200N DE EMPUXO

Carlos Eduardo Rolfsen Salles, [salles@lcp.inpe.br](mailto:salles@lcp.inpe.br)<sup>1</sup>  
Aguinaldo Martins Serra Jr, [agnaldo@lcp.inpe.br](mailto:agnaldo@lcp.inpe.br)<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais,  
Rodovia Presidente Dutra km40  
Cachoeira Paulista, São Paulo, Brasil  
CEP 12630-000

**Resumo:** Propulsores bipropelentes de 200N de empuxo podem ser utilizados em várias missões espaciais, por exemplo, controle de rolamento de veículos lançadores de satélites, manobras de aquisição e transferência de órbitas, controle de altitude de satélites, propulsão de sondas e veículos espaciais, etc. Entre as várias técnicas de refrigeração da câmara de combustão que podem ser utilizadas, temos o resfriamento através da formação de uma película líquida entre a parede da câmara de combustão e os gases quentes (film cooling). A película é formada através da injeção de parte do combustível através de injetores dispostos na periferia do cabeçote de injeção. Este trabalho apresenta os resultados de desempenho dos ensaios à fogo de um motor de 200N que utiliza o tetróxido de nitrogênio como oxidante e a monometil-hidrazina como combustível, com observação termográfica da formação da película de combustível com uma câmara de infra vermelho. Também, é feita uma análise da distribuição de temperaturas durante os ensaios.

**Palavras-chave:** Bipropelentes, Motor- Foguete, Monometilhidrazina, Termografia, Infravermelho

### 1. Introdução

Satélites são lançados da superfície da Terra através de foguetes de múltiplos estágios (Veículo Lançador de Satélites, Ariane/França, Longa Marcha/China, etc.). Após a ignição do primeiro estágio, o conjunto parte numa trajetória vertical e, depois de alguns segundos, inclina-se seguindo uma trajetória curva até o fim da queima de todos os estágios associados a esta trajetória de ascensão. Neste instante, a posição, a inclinação e a velocidade do que restou do lançador determinam completamente a órbita que o satélite irá descrever.

Motores-Foguete que utilizam propelentes líquidos são utilizados em várias manobras espaciais e devem ser qualificados através de testes em câmaras de vácuo que simulam as condições de espaço. Motores na faixa de 200N à 400N são muitas vezes utilizados para o controle de rolamento de veículos lançadores de satélites e o seu desempenho é fundamental para o posicionamento do satélite em sua órbita correta. O INPE possui um banco de testes para qualificação destes sistemas no Centro Espacial de Cachoeira Paulista, único na América Latina. Este banco pode testar propulsores monopropelentes e bipropelentes líquidos. Sistemas monopropelentes utilizam a hidrazina anidra como combustível que é decomposta num leito catalítico produzindo gases quentes que são expandidos num bocal convergente divergente. Sistemas bipropelentes utilizam um combustível, monometil-hidrazina (MMH) ou a dimetil-hidrazina assimétrica (UDMH) e um oxidante, em geral o tetróxido de nitrogênio. Estes propelentes formam um par hipergólico, isto é, entram em ignição apenas pelo contato e são utilizados em quase todas as missões espaciais.

Atualmente, o departamento de Engenharia e Tecnologia Espaciais (ETE) do INPE desenvolve um motor de 200N para aplicações espaciais futuras. Este propulsor utiliza a técnica de resfriamento da parede interna do motor através da injeção de parte do oxidante ou do combustível, o qual forma uma película líquida que muda o coeficiente de transferência de calor existente entre a parede da câmara de combustão e os produtos de combustão que estão sendo acelerados pela tubeira. A espessura desta película líquida é crítica para o bom funcionamento do motor, exigindo um bom projeto do cabeçote de injeção. Uma distribuição mal feita pode levar a destruição do motor e conseqüente falha da missão. Testes exaustivos deverão ser realizados para que o desempenho do motor não seja comprometido. Portanto, para que o propulsor possa ser embarcado em qualquer missão espacial deverá primeiramente ser qualificado em bancos de ensaios que simulam as condições do espaço evitando problemas durante as missões.

A Fig.(1) mostra uma fotografia do banco de testes utilizados nos ensaios.



Figura 1. Banco de Testes com simulação de Altitudes (BTSA/INPE/CP).

Neste trabalho foram realizados vários ensaios visando um funcionamento de até 200 segundos contínuos. Uma câmara termográfica foi utilizada durante os ensaios para se medir a distribuição de temperaturas ao longo do eixo axial do motor.

## 2. MEDIDAS E CÁLCULO DE DESEMPENHO

O propulsor de 200N foi instrumentado com quatro sensores de temperatura na câmara de combustão (TCC1, TCC2, TCC3, TCC4) e quatro na parte do divergente da tubeira, uma medida de pressão na camara além das medidas de vazão, pressão de injeção dos propelentes e empuxo. O motor é integrado a uma balança de Empuxo para se medir a força desenvolvida durante os ensaios. A Figura (2) mostra um esquema da distribuição dos sensores ao longo do eixo do motor.

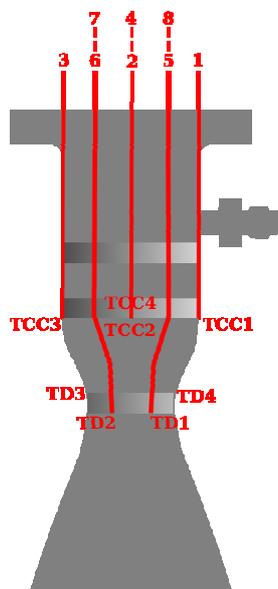


Figura 2. Esquema do motor com as tomadas de temperatura e pressão

Vários autores (Sutton e Biblarz, 2001; Barrere et al, 1950) mostram que a força de empuxo e o Impulso Específico, podem ser calculados pelas Equações abaixo:

$$F = - \dot{m}.V_e - (p_e - p_a).A_e \quad (1)$$

onde  $F$  é o empuxo,  $m$  a vazão mássica,  $V_e$  a velocidade dos gases no plano de saída da tubeira,  $p_e$  a pressão no plano de saída,  $p_a$  a pressão ambiente e  $A_e$  a área de saída da tubeira.

$$I_{sp} = \frac{F}{m g_0} \quad (2)$$

onde  $I_{sp}$  é o impulso específico e  $g_0$  a constante gravitacional.

O empuxo é medido diretamente através de um sensor de força colocado na balança de empuxo e o impulso específico é calculado pela Eq. (2) utilizando-se valores médios do empuxo e da vazão mássica.

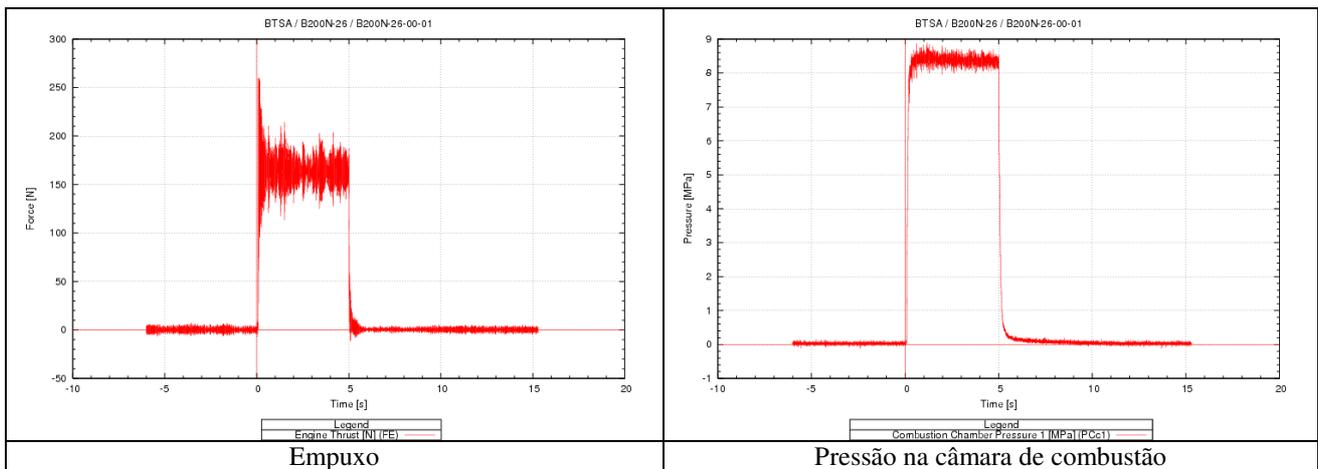
Da campanha de ensaios realizada foram selecionados dois tiros de cinco e dez segundos para exemplificar.

A Tabela (1) mostra ensaios à fogo nas seguintes condições:

**Tabela 1. Ensaios a quente**

Nº do Ensaio	Pressão Oxidante (MPa)	Pressão Combustível (MPa)	Tempo de Funcionamento (s)	Empuxo (N)	Isp (N/(kg/s)(m/s <sup>2</sup> ))
B200N-00-01	1,7	1,7	5	163,78	259,88
B200N-01-01	1,7	1,8	10	179,86	261,79

A Figura (3) mostra o gráfico obtido durante o ensaio de cinco segundos e a figura (4) os resultados de um ensaio de dez segundos.



**Figura 3. Resultados obtidos de um ensaio de cinco segundos**

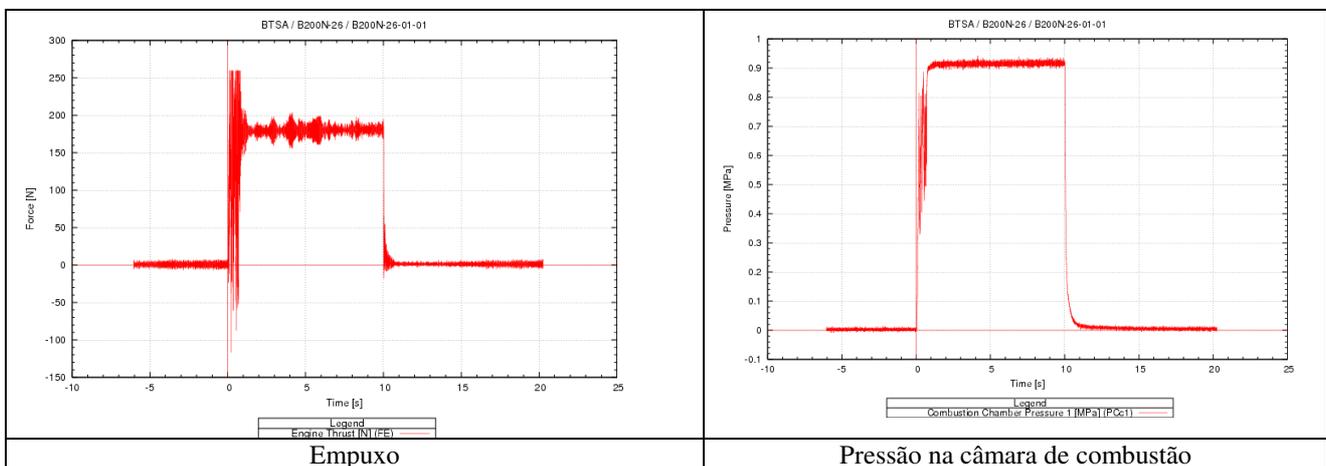


Figura4. Resultados obtidos de um ensaio dez segundos

A Figura 5 mostra a vazão total dos propelentes nas duas condições de operação

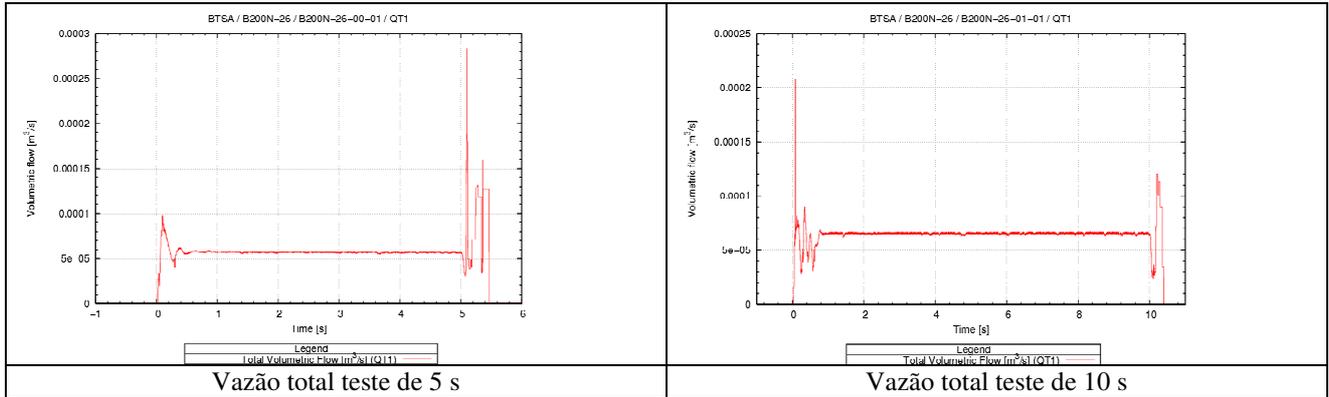


Figura 5. Vazão total dos propelentes

A Tabela (2) apresenta o cálculo do impulso específico dos dois casos considerados.

Tabela 2. Cálculo do desempenho do motor

Ensaio	Empuxo Médio (N)	Vazão Média Oxidante (m³/s)	Vazão Média Combustível (m³/s)	Vazão Mássica Oxidante (kg/s)	Vazão Mássica Combustível (kg/s)	Vazão Total (m³)	I <sub>sp</sub> N/(kg/s)(m/s²)
B200N-26-00-01	163,80	0,000025	0,000032	0,036250	0,027712	0,063962	259,88
B200N-26-01-01	179,87	0,000023	0,000042	0,033350	0,036372	0,069722	261,79

### 3. TERMOGRAFIA DA CÂMARA DE COMBUSTÃO

Através de uma janela na câmara de vácuo foi instalada uma câmara de infra vermelho, marca FLIR SYSTEMS modelo ThermaCAM SC3000 para o estudo da distribuição de temperaturas na câmara de combustão. A figura (6) apresenta uma imagem instantânea da câmara durante um ensaio de cinco segundos. Uma reta aleatória paralela ao eixo do motor projetada no eixo vertical foi traçada e medidas de temperatura foram obtidas a cada 0,5 segundos com passos de 1,33 mm.

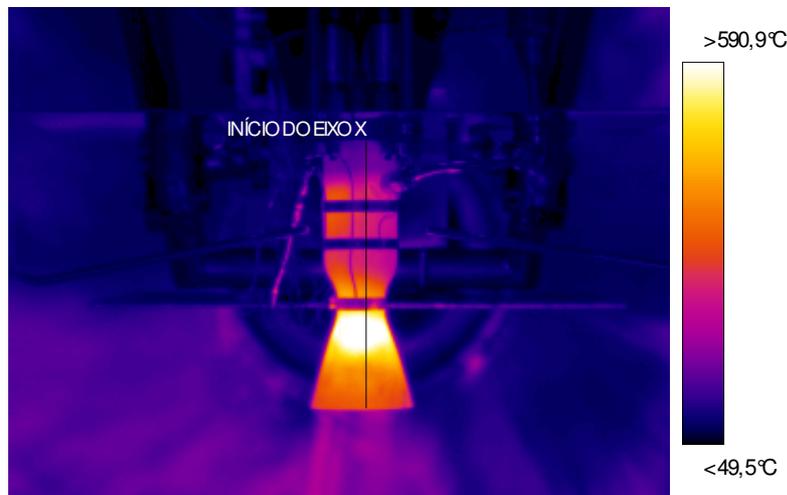


Figura 6. Imagem IR de uma câmara de combustão de nióbio

A câmara de infra vermelho utiliza um software denominado de ThermaCAM Researcher utilizado para o cálculo das temperaturas em intervalos de 0,5 segundos em 131 pontos ao longo de uma reta projetada sobre a figura.

A Figura(6) mostra o gráfico da distribuição de temperaturas ao longo do eixo arbitrário nas duas situações consideradas.

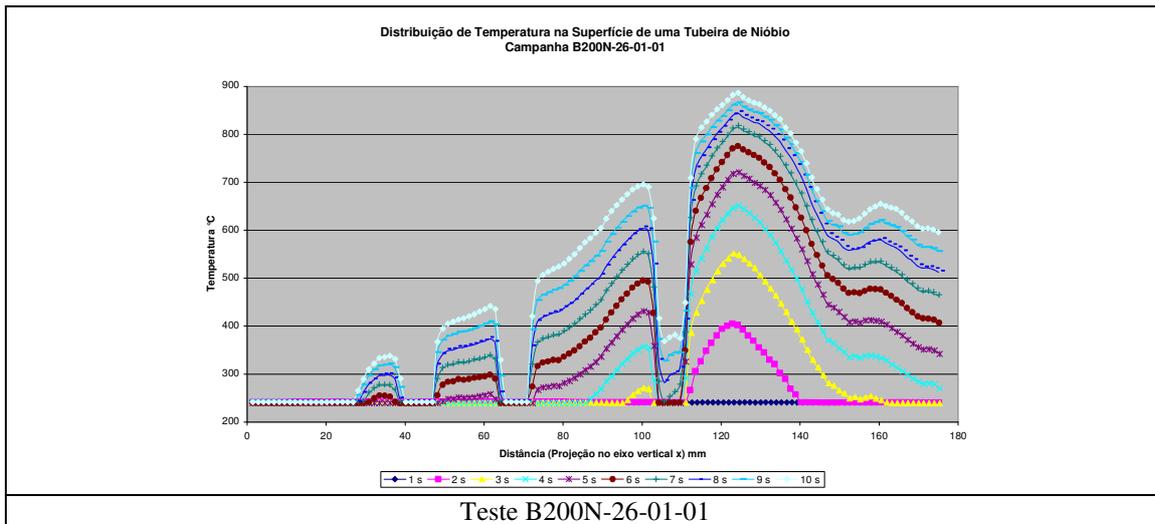
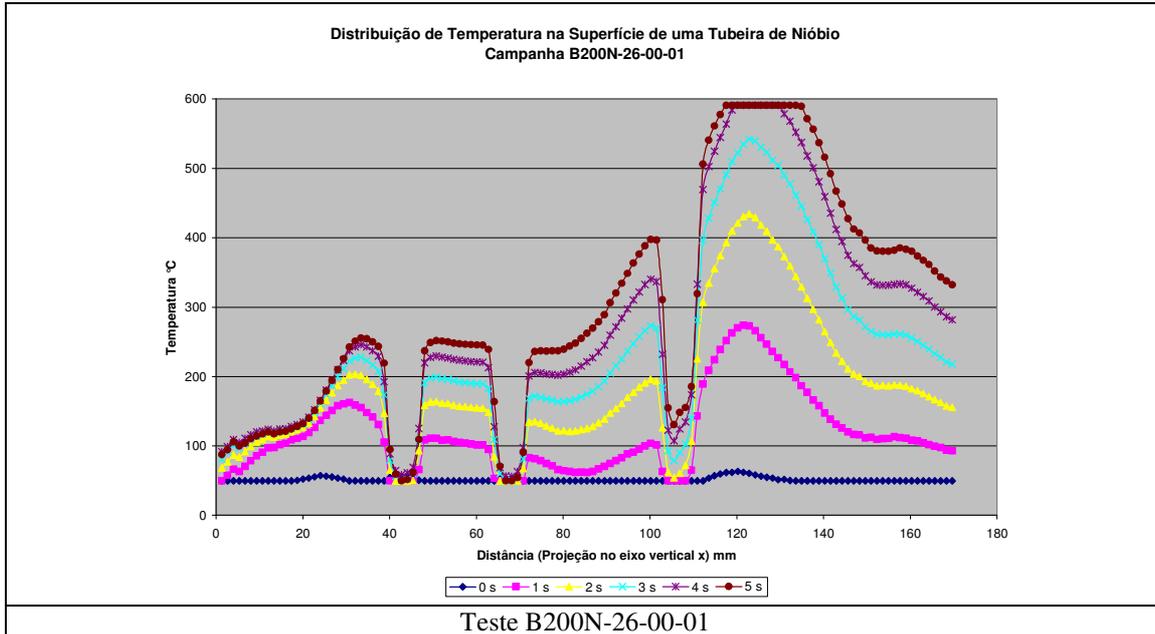
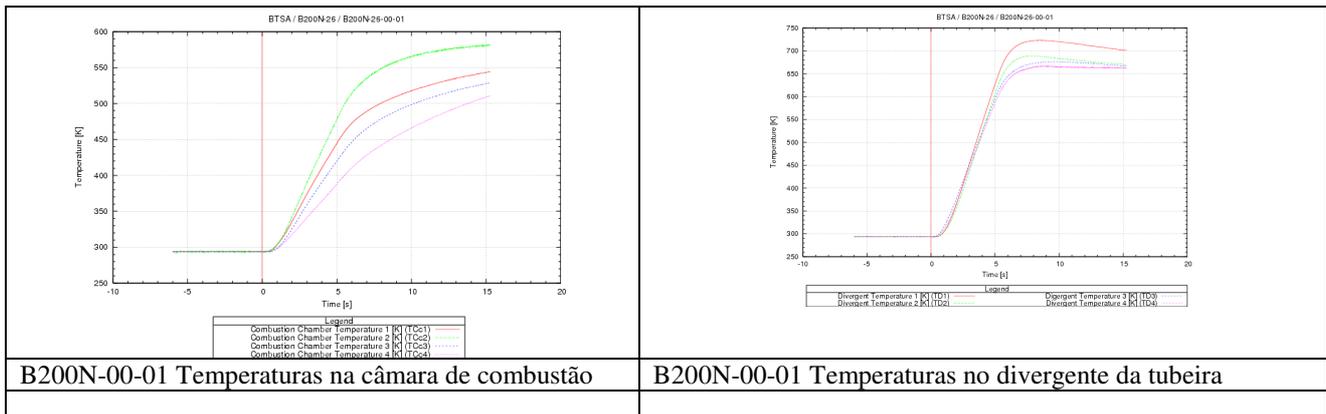


Figura 6. Medidas de Temperatura em várias posições do eixo vertical a cada 0,5 s

A Figura (7) mostra os dados de temperaturas obtidos nos ensaios nas várias posições indicadas pela fig. (2).



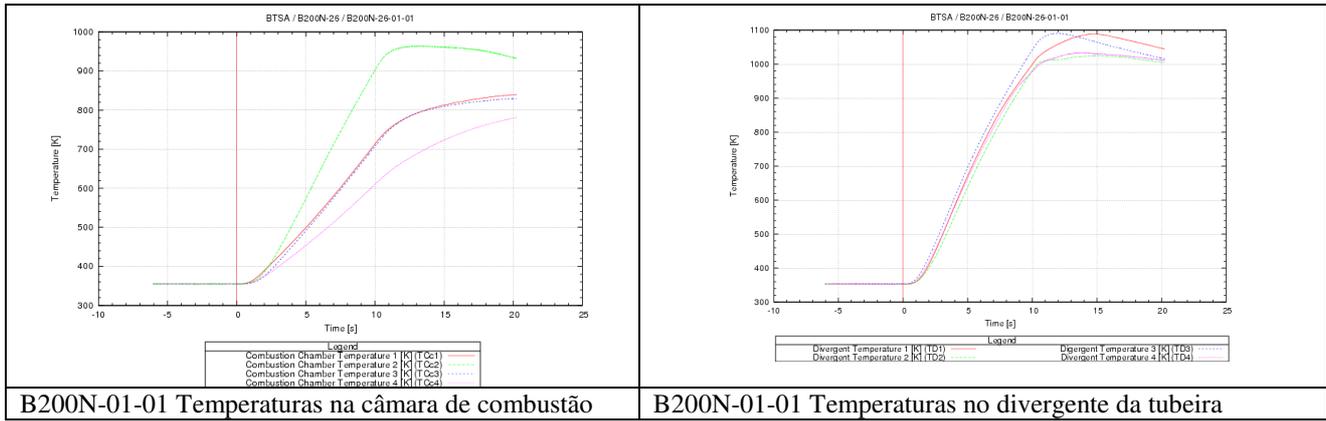


Figura 7. Medidas de temperaturas durante dois ensaios à fogo

Imagens obtidas através do cálculo das isotermas em dois instantes de tempo durante os ensaios são mostradas na figura (8).

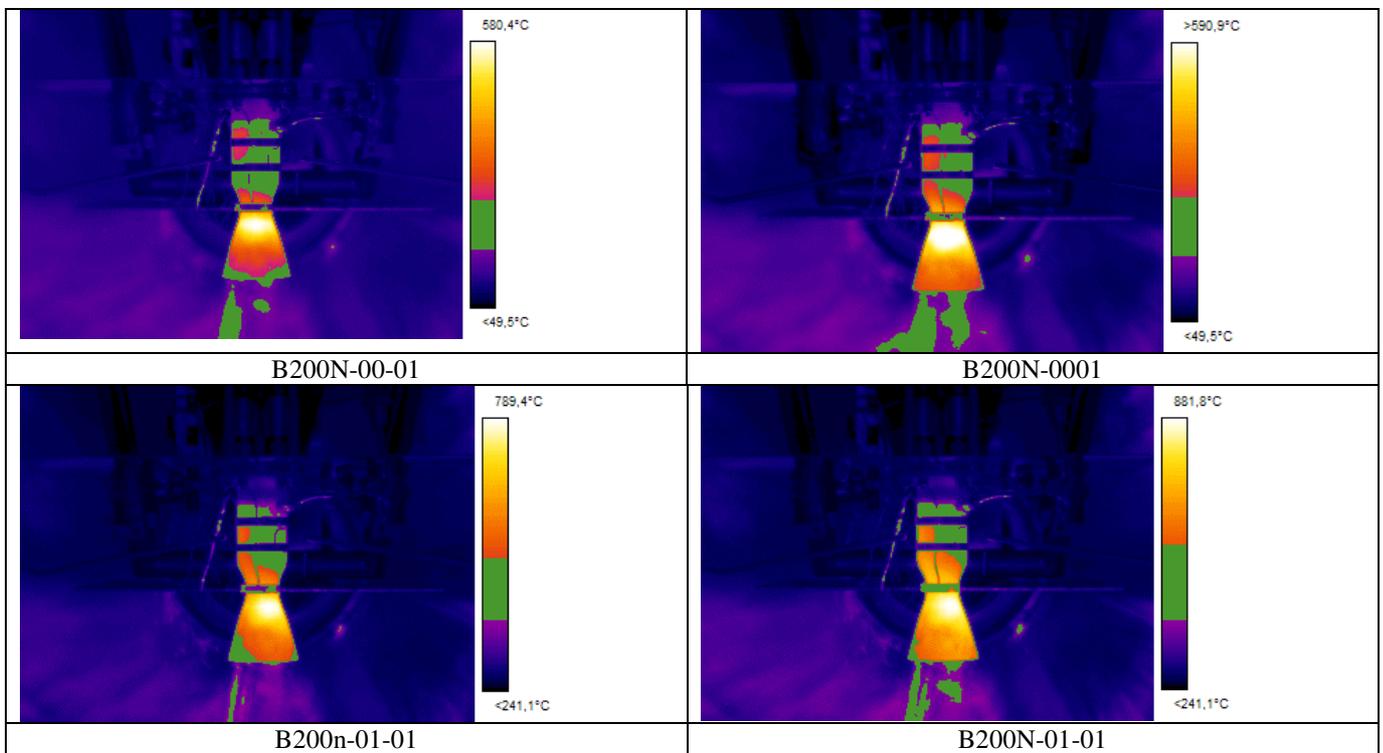


Figura 8. Isotermas em dois testes após 1s e 2 s de funcionamento do motor

#### 4. CONCLUSÕES

Dos resultados obtidos pode-se concluir que aumentando-se a pressão de injeção de combustível aumenta-se o empuxo e o impulso específico do motor, porém a temperatura na câmara de combustão aumenta muito. Como consequência a velocidade dos gases no plano de saída da tubeira aumenta e, portanto, o empuxo, conforme mostra a equação (1).

Embora a câmara seja de nióbio, o injetor é projetado para que parte do combustível seja injetado na parte periférica da câmara, formando uma película líquida entre a parede da câmara de combustão e o escoamento de gases quentes, mudando o valor do coeficiente de transferência de calor, diminuindo, assim, a temperatura na parede da câmara de combustão. A espessura da película formada é crítica, pois pode levar ao aparecimento de um fenômeno de evaporação do combustível que pode causar um funcionamento instável do motor. Também, a figura (8) mostra uma distribuição não uniforme de temperaturas na região próxima do injetor e da garganta da tubeira podendo levar a total destruição do motor.

## 5. REFERÊNCIAS

Relatório de Ensaios campanha B200N-26- Banco de Testes com Simulação de Altitudes-Laboratório Associado de Combustão e Propulsão. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais- 2007

Sutton, G. P. Rocket Propulsion Elements: an introduction to the Engineering of Rockets, 7ª ed, New York: John Wiley & Sons, 2001.36p.

## 6. DIREITOS AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído no seu trabalho.

# PERFORMANCE EVALUATION AND THERMAL ANALISES OF A 200N THRUST BI-PROPELLANTS THRUSTER

Carlos Eduardo Rolfsen Salles, [salles@lcp.inpe.br](mailto:salles@lcp.inpe.br)<sup>1</sup>  
Aguinaldo Martins Serra Jr, [agnaldo@lcp.inpe.br](mailto:agnaldo@lcp.inpe.br)<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais,  
Rodovia Presidente Dutra km40  
Cachoeira Paulista, São Paulo, Brasil  
CEP 12630-000

**Abstract:** 200 N thrusters are used in spatial missions for rolling control of satellites launchers. de 200N de empuxo. For its combustion chamber cooling we can use the film cooling method. Film is formed by means of the injection of part of fuel against chamber walls. This paper presents the results of tests performed with a bipropellant 200 N thruster. These results were collected by means of a thermographic camera, which also shows the film cooling formation inside combustion chamber. One analysis of temperature distribution is made, too.

**Keywords:** bipropellant, rocket engine, monomethylhydrazine, thermographic, infrared.