

Propulsor de 200 newton

1 Descrição do projeto do propulsor

Esta seção descreve de forma resumida o procedimento para o dimensionamento do propulsor inteiro, incluindo a câmara de empuxo. Esta descrição é incluída para contextualizar os requisitos de projeto da placa injetora que é o objeto central deste projeto.

O projeto de um propulsor parte de um requisito de empuxo. Este propulsor se destina a aplicações em controle de atitude e órbita de plataformas espaciais e motor de apogeu para satélites geoestacionários.

Empuxo: $F = 200$ newton

Os propelentes são escolhidos em função do desempenho, custo, disponibilidade, etc.

Propelentes: Combustível: Monometil Hidrazina; Oxidante: Tetróxido de Nitrogênio

A pressão de câmara é escolhida em função do ambiente de operação, visando minimizar a massa global do sistema (principalmente tanques de armazenamento, sistema de pressurização e massa do propulsor propriamente) e a proteção térmica da câmara de empuxo. Para propulsores operando no espaço, o valor da pressão que representa um bom compromisso entre os requisitos de minimização da massa e proteção térmica da câmara situa-se na faixa de 1 MPa.

Pressão da câmara de combustão: $p_c = 1$ MPa

O impulso específico do propulsor é obtido do cálculo termodinâmico levando em conta as propriedades energéticas dos propelentes, a razão de mistura dos propelentes, o ambiente de operação e perdas de eficiências nos processos envolvidos (queima dos propelentes e expansão dos produtos de combustão).

Impulso específico teórico: $I_{sp,th} = 2977$ m/s
Velocidade característica teórica: $C^* = 1601$ m/s
Eficiência de combustão: $\eta_c = 0,95$
Eficiência de expansão: $\eta_n = 0,96$
Eficiência global: $\eta_{eff} = \eta_c * \eta_n = 0,91$
Velocidade característica efetiva: $C_{eff}^* = 1583$ m/s
Impulso específico efetivo: $I_{sp,eff} = 2721$ m/s

A velocidade característica é uma medida da eficiência do processo de combustão. A eficiência de expansão está relacionada à conversão da energia térmica dos produtos de combustão em energia cinética durante a expansão ao longo do bocal convergente-divergente.

Em propulsores de grande porte a eficiência do processo de combustão é superior a 99% e a eficiência de expansão é superior a 98%. Em propulsores de pequeno porte as perdas aumentam consideravelmente devido a utilização de parte do propelente no mecanismo de proteção térmica da câmara de empuxo, resultando em queima incompleta dos propelentes e perdas viscosas.

A vazão de massa dos propelentes é obtida da divisão do empuxo pelo impulso específico efetivo.

$$\dot{m} = F/I_{sp,eff} = 73,4 \text{ g/s}$$

Os parâmetros acima: empuxo, pressão de câmara e desempenho energético determinam a área da garganta do bocal convergente-divergente.

$$\begin{aligned} \text{Área da garganta: } A^* &= 112,1 \text{ mm}^2 \\ \text{Diâmetro da garganta: } d &= 12 \text{ mm} \end{aligned}$$

O comprimento característico determina o volume da câmara de combustão. O valor do comprimento característico depende do tipo de propelentes envolvidos e dos mecanismos de atomização, mistura e queima dos propelentes. Este parâmetro está associado ao tempo de residência dos propelentes no interior da câmara de combustão.

$$\begin{aligned} \text{Comprimento característico: } L^* &= 900 \text{ mm} \\ \text{Volume da câmara de combustão: } V &= L^* A^* = 1,0 \times 10^5 \text{ mm}^3 \end{aligned}$$

A área da secção reta da câmara de combustão é determinada através de relações empíricas relacionadas à pressão de câmara e faixa de empuxo.

$$\begin{aligned} \text{Razão de áreas de convergente: } \epsilon_c &= 12,4 \\ \text{Área da câmara de combustão: } A_c &= A^* \epsilon_c = 1390 \text{ mm}^2 \\ \text{Diâmetro da câmara de combustão: } D &= 42 \text{ mm} \end{aligned}$$

O perfil do bocal de expansão é determinado a partir de considerações relacionadas à razão de expansão de pressão (razão da pressão na câmara de combustão para pressão na saída do bocal) e a correspondente razão de áreas de expansão. O comprimento do bocal é obtida da solução do escoamento no interior do bocal, com a imposição de uma razão de expansão e a condição de escoamento paralelo ao eixo do bocal na saída do mesmo. O perfil ideal é obtido pelo método das características. O perfil ideal do ponto de vista de expansão é entretanto muito longo, resultando num envelope muito grande para o propulsor. Um perfil parabólico com mesma razão de áreas é utilizado porém com um comprimento significativamente menor. A perda de eficiência de expansão decorrente é inferior a 2%.

$$\begin{aligned} \text{Razão expansão de pressão: } p_c/p_e &= 1000 \\ \text{Razão de áreas de expansão: } \epsilon_e &= A_e/A^* = 64 \\ \text{Área de saída do bocal: } A_e &= 7220 \text{ mm}^2 \\ \text{Comprimento do bocal: } L_e &= 122 \text{ mm} \\ \text{Ângulo inicial do perfil parabólico: } \beta_i &= 35,8^\circ \\ \text{Ângulo de saída do perfil parabólico: } \beta_e &= 10^\circ \end{aligned}$$

2 Descrição do projeto injetor

A partir do dimensionamento do propulsor é obtida a vazão total de massa dos propelentes. O tipo de elementos injetores utilizados e sua distribuição geométrica na placa injetora pode ser feita de inúmeras formas diferentes. O objetivo deste projeto é o aperfeiçoamento de injetores centrífugos ("swirl injectors") bipropelentes usinados integralmente em placas contendo o labirinto de distribuição que por sua vez são soldadas por difusão no estado sólido em câmara de vácuo.

A configuração adotada é de um elemento injetor bipropelente central com razão de mistura (vazão de massa de oxidante dividida pela vazão de massa do combustível) de 2; seis elementos injetores bipropelentes periféricos, uniformemente distribuídos numa circunferência de raio 13,5 mm com razão de mistura de 2/3 e uma cortina de combustível injetada junto à parede da câmara de combustão.

2.1 O Injetor centrífugo

O injetor centrífugo ("swirl injector") é formado por uma câmara de vórtice, canais tangenciais de entrada e um orifício de saída. Os canais tangenciais de entrada estão localizados na câmara de vórtice e são tangenciais à parede da câmara da mesma. O orifício de saída tem em geral diâmetro menor que a câmara de vórtice. Na câmara de vórtice a pressão decresce da parede para o centro. Na distância radial em que a pressão fica nula forma-se um núcleo vazio, visto que o líquido não suporta pressões negativas. O escoamento ao longo do orifício de saída é formado por uma película com espessura de apenas alguns décimos de milímetro. Ao sair do orifício, a película de líquido tem a forma de um tronco de cone. À medida que aumenta o raio do cone a espessura da película diminui e o filme de líquido é quebrado em gotas de dimensões muito pequenas. Estas gotas tem dimensões muito menores do que as gotas geradas num jato proveniente de um orifício simples. Além da vantagem de uma melhor atomização, estes injetores tem também a vantagem de, para uma determinada vazão de massa e perda de carga de pressão a dimensão geométrica dos mesmo é maior que a dimensão de um orifício simples para a mesma vazão e perda de carga, o que o torna menos susceptível a entupimentos.

2.2 A placa injetora

A placa injetora é formada por tres placas, cada uma com espessura de 4 mm. A primeira placa, de distribuição, contém as entradas dos propelentes.

A placa intermediária, Figuras. 1,3 e 4, de oxidante, contém os elementos injetores do oxidante, um elemento central e seis elementos periféricos. Os canais de distribuição, as câmaras de vórtice e orifício de saída do injetor são usinados integralmente na face superior da placa. A saída de cada elemento injetor é feita através de um cilindro que penetra aproximadamente 3 mm no interior do elemento injetor de combustível correspondente de forma que os planos de saída de ambos sejam defasados de 1 mm. O cilindro de descarga fica inteiramente no interior do núcleo vazio do elemento injetor de combustível e portanto não interfere com o escoamento no interior da câmara de vórtice do combustível.

A placa inferior, Figuras 2 e 5, contém o labirinto de distribuição de combustível, os elementos injetores central e periférico, os vórtices de calibração do fluxo de massa para a cortina, o anel de distribuição e as fendas de injeção da cortina. As fendas de injeção da

cortina estão próximas à face inferior da placa e não aparecem nos desenhos e fotos mostrados. Os elementos injetores central e periféricos tem eixo comum com os respectivos elementos injetores de oxidante.

A saída de cada elemento injetor é formada por uma filme líquido na forma de um tronco de cone com base superior no orifício de saída de cada injetor. Para cada elemento injetor os troncos de cone do combustível e oxidante são concêntricos, sendo o oxidante interno e o combustível externo. Devido ao recuo do orifício de saída do oxidante, o filme de oxidante intercepta o cone de combustível antes da saída deste, promovendo uma mistura do oxidante e combustível ainda na fase líquida.

2.3 A cortina de combustível

A vazão de massa da cortina de combustível pode variar de 2% a 12% do total da vazão de propelentes injetados na câmara. Quanto menor o propulsor, maior a razão de área por volume da câmara de combustão e maior a proporção de propelente injetada na cortina. Neste projeto utilizamos o valor de 12%.

$$\text{Vazão de massa na cortina: } \dot{m}_c = 9,0 \text{ g/s}$$

A calibração da vazão de combustível é feita através de tres câmaras de vórtice na placa de combustível. A saída das câmaras de vórtice é descarregada num anel periférico na própria placa de combustível. A injeção do combustível do anel de distribuição para o interior da câmara de combustão é feita através de fendas com altura de 0,2 mm e largura de 2 mm separadas por parede de 1 mm e uniformemente distribuídas junto à parede da câmara.

2.4 Os elementos injetores periféricos

Os elementos injetores periféricos são projetados para uma razão de mistura (O/F) de 2/3. As menores dimensões dos elementos injetores periféricos são os canais tangencias com valores próximos a 0,4 mm.

$$\begin{aligned} \text{Vazão de massa de combustível: } & 6 \times 3 \text{ g/s} = 18 \text{ g/s} \\ \text{Vazão de massa de oxidante: } & 6 \times 2 \text{ g/s} = 12 \text{ g/s} \\ \text{Vazão total de propelentes: } & 30 \text{ g/s.} \end{aligned}$$

2.5 O elemento injetor central

O restante da massa de propelentes ($73,4 \text{ g/s} - 9 \text{ g/s} - 30 \text{ g/s} = 34,4 \text{ g/s}$) é injetado no elemento injetor central com razão de mistura de 2.

$$\begin{aligned} \text{Vazão de massa de combustível: } & 11,47 \text{ g/s} \\ \text{Vazão de massa de oxidante: } & 22,94 \text{ g/s} \\ \text{Vazão total de propelentes: } & 34,4 \text{ g/s.} \end{aligned}$$

Nesta etapa do processo foram fabricadas uma placa injetora e uma câmara de empuxo. A fabricação da câmara de empuxo faz-se necessária para os testes em banco.

As figuras 3, 4 e 5 mostram as faces superior e inferior da placa de oxidante e a face superior da placa de combustível.

3 Descrição dos testes hidráulicos

Os testes hidráulicos são realizados para verificar as vazões dos propelentes em cada um dos elementos injetores, a razão de mistura em cada um dos elementos injetores bipropelentes, a razão de mistura global e a estratificação da razão de mistura.

O teste de calibração hidráulica consiste da medida da vazão de massa como função da perda de carga de injeção. Os testes são realizados com a água como fluido de trabalho e os valores corrigidos para a densidade dos propelentes.

Para cada injetor é ajustada uma curva do tipo $\dot{m} = a\sqrt{\Delta p}$. O valor da vazão nominal do elemento injetor é determinada a partir da equação de interpolação. Para efeitos de comparação dos elementos injetores são utilizados os valores da vazão para a perda de carga de projeto, de 0,7 MPa.

A Figura 6 mostra as curvas de calibração para os elementos injetores periféricos da placa de combustível. A tabela 3 mostra os valores nominais e os valores medidos para a vazão de combustível nos injetores periféricos.

A Figura 7 mostra as curvas de calibração para os elementos injetores periféricos da placa de oxidante. A tabela 4 mostra os valores nominais e os valores medidos para a vazão de oxidante nos injetores periféricos.

A Figura 8 mostra as curvas de calibração para os elementos injetores centrais de oxidante e combustível e da cortina. A tabela 5 mostra os valores nominais e os valores medidos para a vazão de combustível e oxidante dos injetores centrais e da cortina.

3.1 Testes de razão de mistura

Os testes de razão de mistura são feitos para verificar a distribuição radial da razão de mistura entre o oxidante e o combustível. O teste é conduzido na bancada de testes hidráulicos do INPE. O teste consiste em adicionar um corante ao combustível e utilizar água pura para o oxidante. Um dispositivo de coleta é colocado na saída da nuvem de atomização. O dispositivo consiste de uma grade de coleta com um total de 91 coletores com mesma área de seção de coleta, distribuídos em anéis concêntricos. No centro há um coletor. o primeiro anel tem 6 coletores. Em cada anel subsequente o número de coletores é aumentado de 6. No total são 5 anéis de coleta. A concentração de corante em cada um dos tubos de coleta é medida com um espectro-fotômetro. A razão de mistura é diretamente proporcional à concentração de corante no respectivo local de coleta.

As figuras 11, 12,9 e 10 mostram os resultados da distribuição radial da vazão de massa do oxidante e combustível combinados (O+F) e a razão de mistura (O/F). As superfícies apresentadas e "curvas de nível" são obtidas da interpolação bidimensional dos dados coletados.

4 Os testes em banco

Os testes em banco são realizados para verificar o desempenho do propulsor em condições operacionais. Estes testes são realizados no Banco de Testes com Simulação de Altitude do

Laboratório de Combustão e Propulsão de Cachoeira Paulista.

4.1 Descrição da bancada de testes

A bancada de testes "Banco de Testes com Simulação de Altitude"(BTSA) está localizada na unidade do INPE em Cachoeira Paulista e é operada pelo Laboratório de Combustão e Propulsão. A bancada de testes é composta de: câmara de testes, sistema de vácuo, sistema de alimentação de propelentes, sistema de operação e controle e sistema de aquisição e análise de dados.

A câmara de testes tem um volume de aproximadamente 8 m³ e é provida de mecanismo para fixação do propulsor para testes acoplado a uma balança de empuxo, tubulação de alimentação dos propelentes, cablagem e conectores para instrumentação do propulsor.

O sistema de vácuo é composto de bombas mecânicas, bombas de anel líquido e sistema de ejeção de vapor, com alta capacidade de bombeamento, incluindo gases condensáveis provenientes dos produtos de combustão. O sistema é capaz de manter a pressão na câmara de testes inferior a 5 mbar mesmo com um propulsor bipropelente operando em modo contínuo.

O sistema de alimentação dos propelentes é composto de tanques de armazenamento dos propelentes, válvulas e tubulações para pressurização, medição e controle do fluxo de propelentes.

O sistema de controle é centralizado na sala de controle de operação do banco. O sistema é composto de controles para operação do sistema de vácuo, do sistema de alimentação de propelentes, comando de operação do propulsor de testes e comando para entrada em operação do sistema de aquisição e armazenamento de dados.

O sistema de aquisição de dados é composto de condicionadores de sinal, módulos para leitura e armazenamento dos dados de testes. Os dados podem ser adquiridos com taxas de aquisição variando entre 1 ponto por segundo a 10.000 pontos por segundo.

Os dados de testes são analisados ao final dos tiros através de um aplicativo dedicado.

5 Descrição dos testes

Os testes em banco são realizados para verificar o desempenho do propulsor em condições operacionais .

A Figura 16 mostra o propulsor integrado para testes. As válvulas de entrada dos propelentes conectadas à entrada da placa injetora são válvulas monoestáveis (normalmente fechadas), atuadas eletricamente. A figura 17 mostra o propulsor montado no banco de provas para testes de fogo.

O propulsor é instrumentado com um medidor de pressão de câmara de combustão e termopares para medida da temperatura na parede externa da câmara de empuxo. Os termopares são soldados à parede da câmara de empuxo em duas seções; uma localizada ao final da parte cilíndrica da câmara e a outra no início da seção convergente do bocal. Em cada uma das seções 4 termopares são montados, separados por arcos de 90°.

5.1 As medidas realizadas

Durante os testes as seguintes medidas são realizadas e armazenadas:

1. Pressão de alimentação do combustível e oxidante. O transdutor de pressão está colocado na linha de alimentação antes da entrada da válvula.
2. Pressão na câmara de combustão.
3. Empuxo do propulsor.
4. Pressão na câmara de testes.
5. Vazão do combustível e do oxidante.
6. Tensão elétrica e corrente de alimentação das eletroválvulas
7. Temperatura da parede da câmara de empuxo (8 pontos).

5.2 A sequência de testes

A sequência de testes visa determinar o envelope operacional do propulsor quanto a razão de mistura dos propelentes e efetividade da proteção térmica da parede da câmara de empuxo. A tabela 6 contém a sequência completa de testes realizados com o propulsor. Foram realizados um total de 18 tiros. Nos 10 primeiros tiros com duração de 5 a 15 segundos, foi variada a razão de mistura para determinar o desempenho energético. A variação da razão de mistura é obtida variando-se a pressão de alimentação dos propelentes. Nos últimos 8 tiros a duração dos tiros aumentada progressivamente até 50 segundos para verificar a efetividade da proteção térmica. Durante estes tiros a razão de mistura é mantida constante.

6 Os resultados dos testes

As tabelas 6 e 7 apresentam de forma resumida os resultados de desempenho do propulsor durante os testes. A tabela 6 contém os dados medidos diretamente. A tabela 7 mostra os dados de desempenho derivados dos dados medidos diretamente.

Para facilitar a interpretação dos dados a nomenclatura dos parâmetros listados é descrita a seguir (Título das colunas conforme ordem apresentada):

1. Tiro: Número sequencial do teste.
2. Tempo: Duração do tiro.
3. PO: Pressão de alimentação do oxidante.
4. PF: Pressão de alimentação do combustível.
5. Pch: Pressão na câmara de combustão.
6. MO: Vazão de massa do oxidante.
7. MF: Vazão de massa do combustível.
8. MT: Vazão total de massa (oxidante + combustível).
9. Empuxo: Empuxo medido.

10. K_{ex} : Razão de mistura medida.
11. C_{ex}^* : Velocidade característica medida.
12. C_{th}^* : Velocidade característica teórica.
13. $I_{sp,ex}$: Impulso específico medido.
14. $I_{sp,th}$: Impulso específico teórico
15. $f_{,ex}$: Coeficiente de empuxo medido.
16. $f_{,th}$: Coeficiente de empuxo teórico.
17. η_c : Eficiência de combustão medida.
18. η_e : Eficiência de expansão medida.

A Figura 14 mostra o traço do empuxo medido durante o último tiro, com duração de 50 segundos. A Figura 15 mostra a pressão medida na câmara de combustão no mesmo tiro.

6.1 Análise do desempenho energético do propulsor

Como indicado pelo traço da pressão da câmara, Figura 15, o processo de combustão no interior da câmara é bastante estável não apresentando oscilações significativas da pressão de câmara. Mesmo durante o transitório de partida não há oscilação acentuada. (A oscilação que aparece no traço do empuxo deve-se à dinâmica da própria balança e não a oscilações da força de empuxo.

O empuxo medido ficou aproximadamente 5% abaixo do valor nominal do empuxo. O mesmo ocorre com a pressão da câmara de combustão.

A eficiência de expansão teve valores em torno de 97% indicando que o perfil do bocal convergente-divergente está adequado.

A eficiência de combustão apresentou um valor médio de 90%. Como mencionado na descrição do projeto do propulsor, o valor deste parâmetro é de 99% em propulsores de grande porte. Para propulsores de pequeno porte como é o caso presente o valor esperado para este parâmetro é de 96%. Este foi o valor utilizado no dimensionamento deste propulsor. Este resultado mostra que a eficiência da combustão no interior da câmara está aquém do esperado para este protótipo.

Para corrigir esta perda de eficiência deverão ser adotadas medidas para melhorar os processos de atomização e mistura dos propelentes no interior da câmara.

6.2 Análise do mecanismo de proteção térmica da parede da câmara

A Figura 13 mostra os traços da temperatura da câmara de empuxo durante o último tiro da série, com duração de 50 segundos. Os termopares representados por TCc1 a TCc4 (traços largos), estão localizados no final da parte cilíndrica da câmara de combustão. Os termopares representados por TD1 a TD4 (traços finos), estão localizados no início a seção convergente do bocal de expansão.

A temperatura inicial de 400 K é resultante do tiro efetuado anteriormente.

Fica evidente na figura a subida rápida da temperatura na região do termopar TCc2, atingindo o valor de 1200 K ao final do tiro. Os outros termopares localizados na mesma seção mostram temperatura estável em torno de 400 K. Esta situação indica claramente a falha do mecanismo de proteção térmica nesta região da câmara.

A observação visual da câmara durante o tiro corrobora plenamente os dados medidos pelos termopares. A região do ponto quente fica incandescente com forte intensidade enquanto o resto da câmara não apresenta qualquer incandescência. (Estes dados foram gravados em câmera de vídeo comum).

O mesmo comportamento foi observado durante todos os outros tiros, gerando suspeita de alteração considerável do mecanismo de injeção. Testes hidráulicos realizados após a série de tiros não mostraram alteração significativa em relação aos valores observados antes da série de tiros em banco.

A causa mais provável para esta falha do mecanismo de proteção térmica é um jato de oxidante dirigido para esta região da parede, dando origem a uma mistura local mais rica em oxidante que as regiões vizinhas.

A análise das razões de mistura dos elementos injetores periféricos individuais, indica esta possibilidade. Os tres injetores vizinhos à região do ponto quente apresentam razão de mistura um pouco maior que os outros.

Os termopares localizados na região divergente do bocal indicam temperatura crescente ao longo da duração do tiro, atingindo 700 K. A partir dos 30 segundos de teste o crescimento da temperatura torna-se bem mais lento indicando que a temperatura local está próxima ao valor de regime estacionário.

Deve-se observar ainda que os termopares estão localizados na superfície externa da câmara de empuxo. Considerando a espessura da parede, a condutividade térmica do material e a carga térmica aplicada, a temperatura na superfície interna pode ser até 200 K mais elevada que o valor correspondente na parede externa.

7 Conclusões

O ciclo de projeto, fabricação e testes de um propulsor bipropelente com empuxo de 200 newton com injetores centrífugos foi completado com sucesso.

Os meios de fabricação empregados se mostraram adequados. A usinagem dos elementos injetores atendeu as tolerâncias de fabricação. A inspeção final das peças evidenciou a necessidade de cuidados especiais para alguns aspectos como, a remoção de rebarbas ou saliências nas entradas e saídas de ferramenta, especialmente quando esta se dá com um ângulo não normal à peça.

O processo de soldagem por difusão funcionou a contento. A junção se mostrou com resistência mecânica adequada, boa estanqueidade e ausência de deformação significativas das peças.

O mecanismo de proteção térmica com a utilização de filme de combustível junto à parede se mostrou eficaz. Nas regiões da parede onde a cortina de proteção se manteve íntegra a temperatura da parede ficou bem abaixo dos valores máximos permitidos pelo material.

O rompimento da cortina de proteção da parede em um setor limitado da câmara, deu origem a um ponto quente com a temperatura local atingindo um valor de 600°C acima da temperatura nas regiões em que a cortina de proteção se manteve íntegra. A razão mais provável para o aparecimento deste ponto quente é uma razão de mistura local mais rica em

oxidante, ocasionada por um jato dirigido de oxidante partindo de algum elemento injetor, ou por má distribuição da cortina de combustível junto à parede.

A correção desta anomalia deverá ser feita através de modificações de projeto da disposição dos elementos injetores e geometria dos labirintos de distribuição. Serão também redimensionadas as fendas de entrada da cortina de proteção para garantir uma distribuição mais uniforme da mesma.

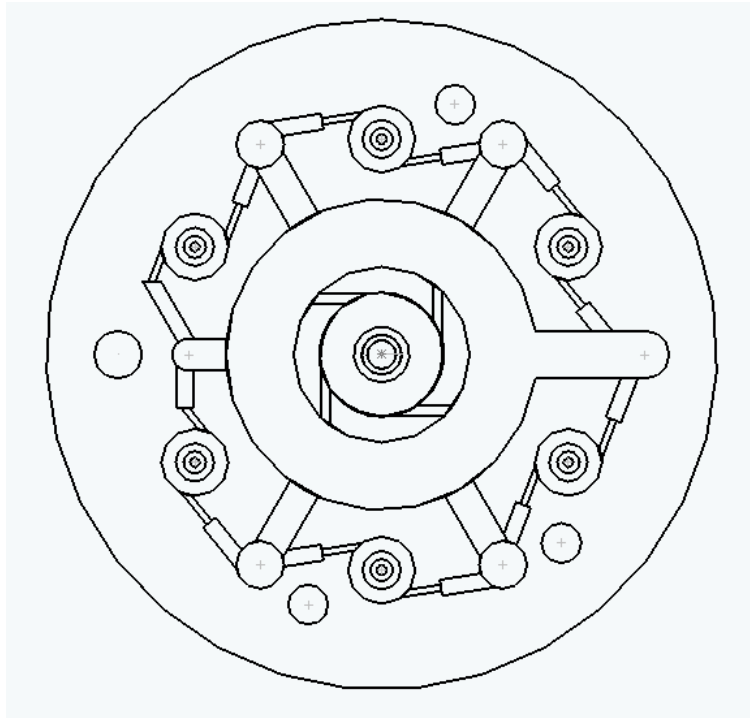


Figura 1: Placa de Oxidante.

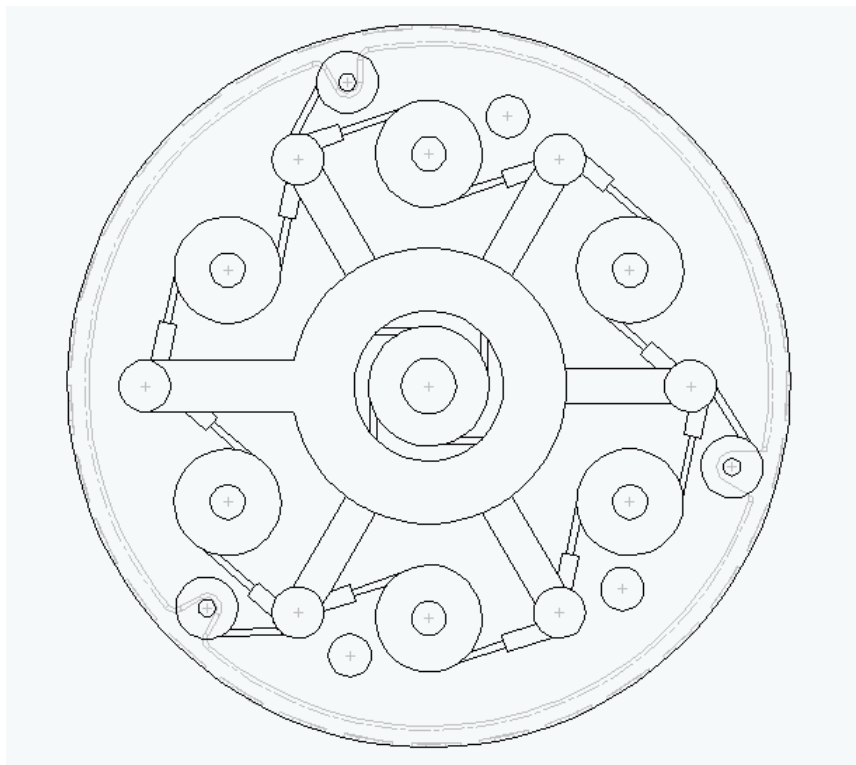


Figura 2: Placa de Combustível.



Figura 3: Face superior da placa de oxidante contendo as câmaras de vórtice e os labirintos de distribuição

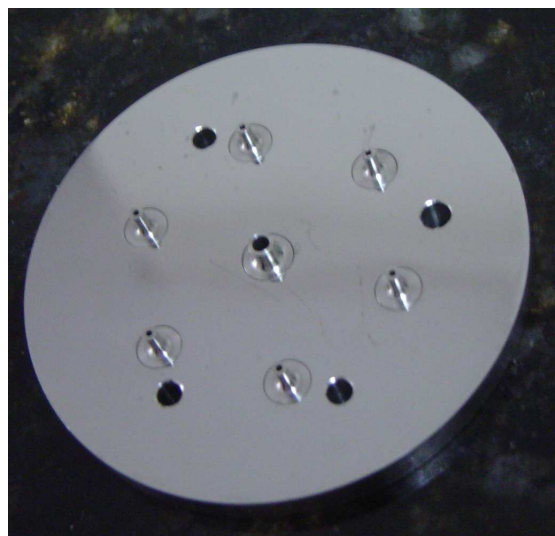


Figura 4: Face inferior da placa de oxidante com os tubos de saída



Figura 5: Face da placa de combustível contendo as câmaras de vórtice e os labirintos de distribuição

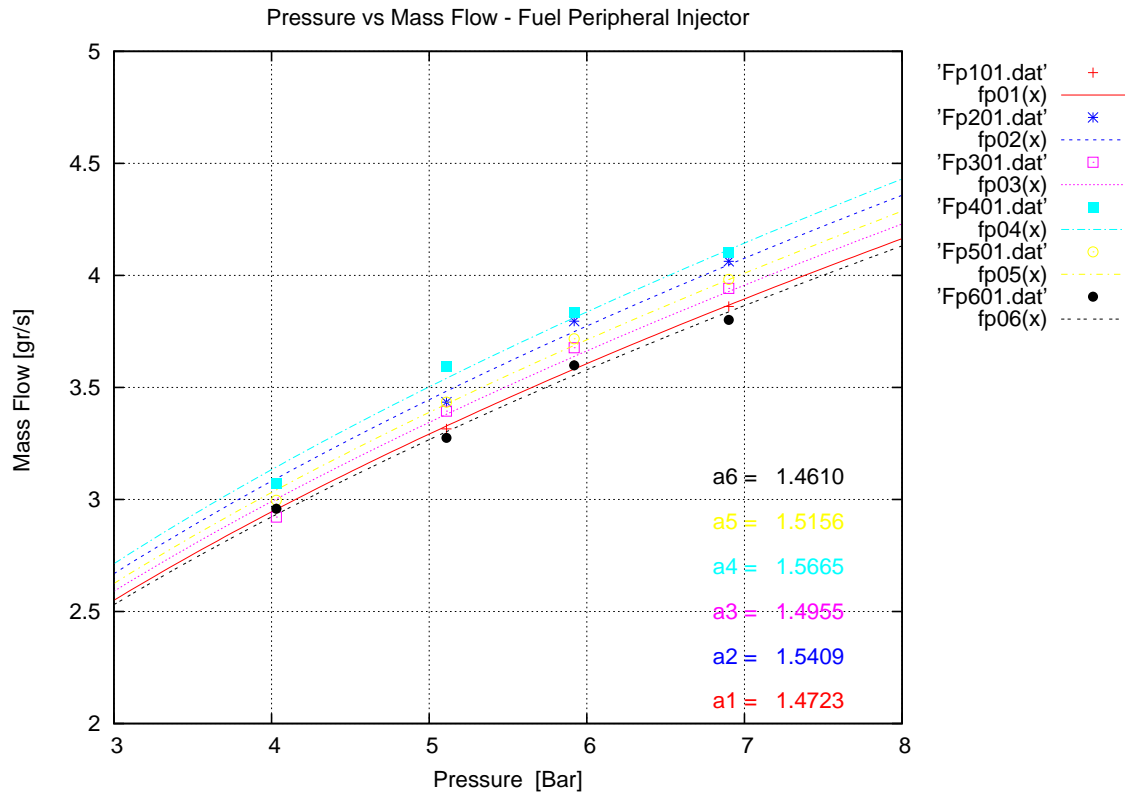


Figura 6: Curvas de Vazão vs Pressão - Placa Combustível.

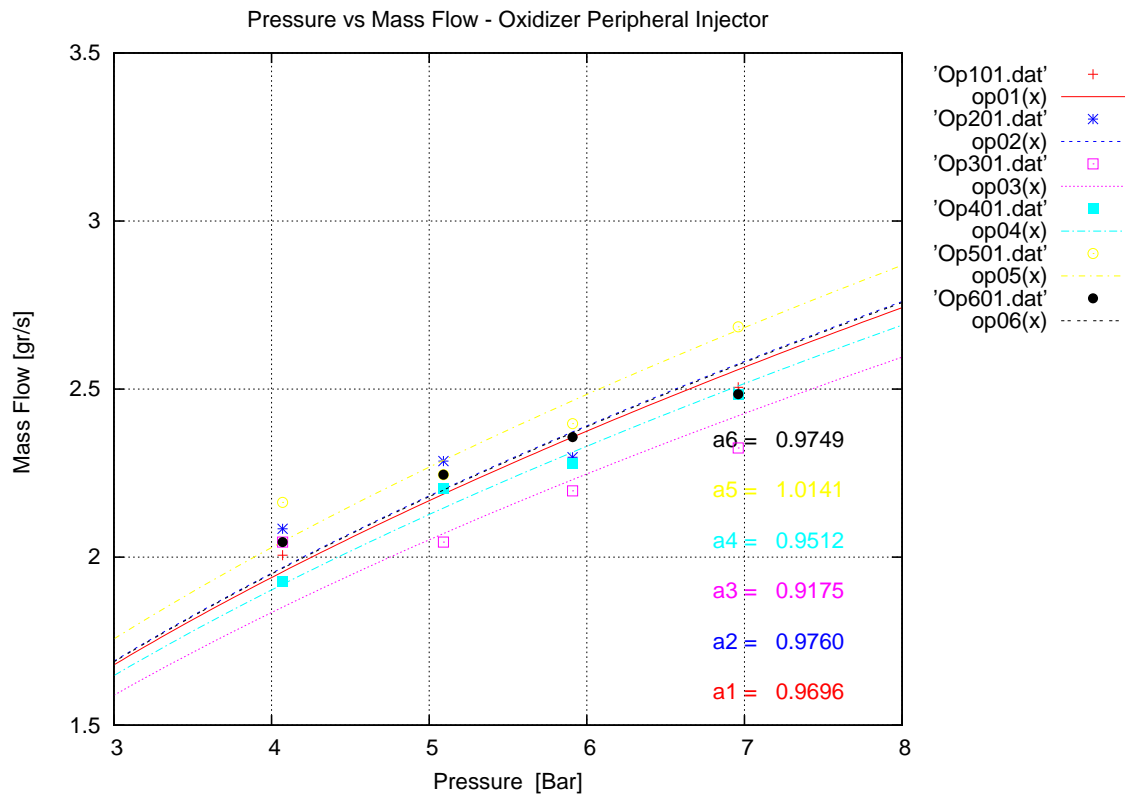


Figura 7: Curvas de Vazão vs Pressão - Placa Oxidante.

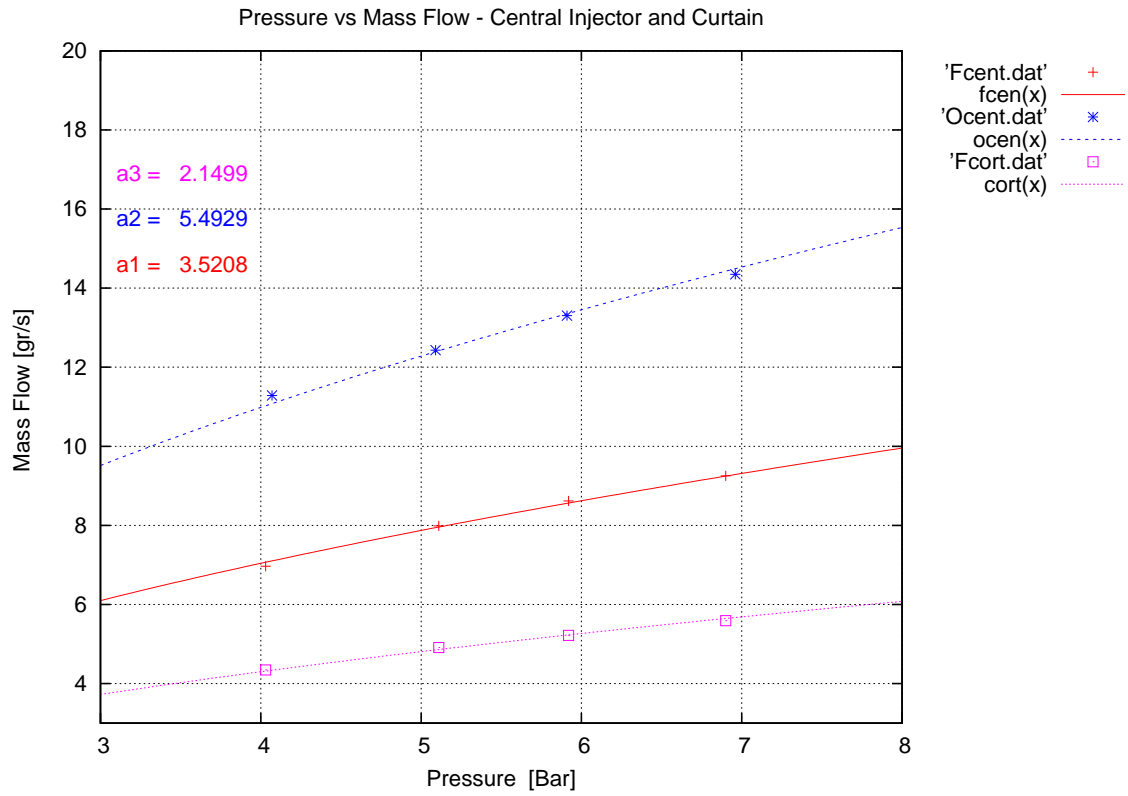


Figura 8: Curvas de Vazão vs Pressão - Injetor Central e Cortina.

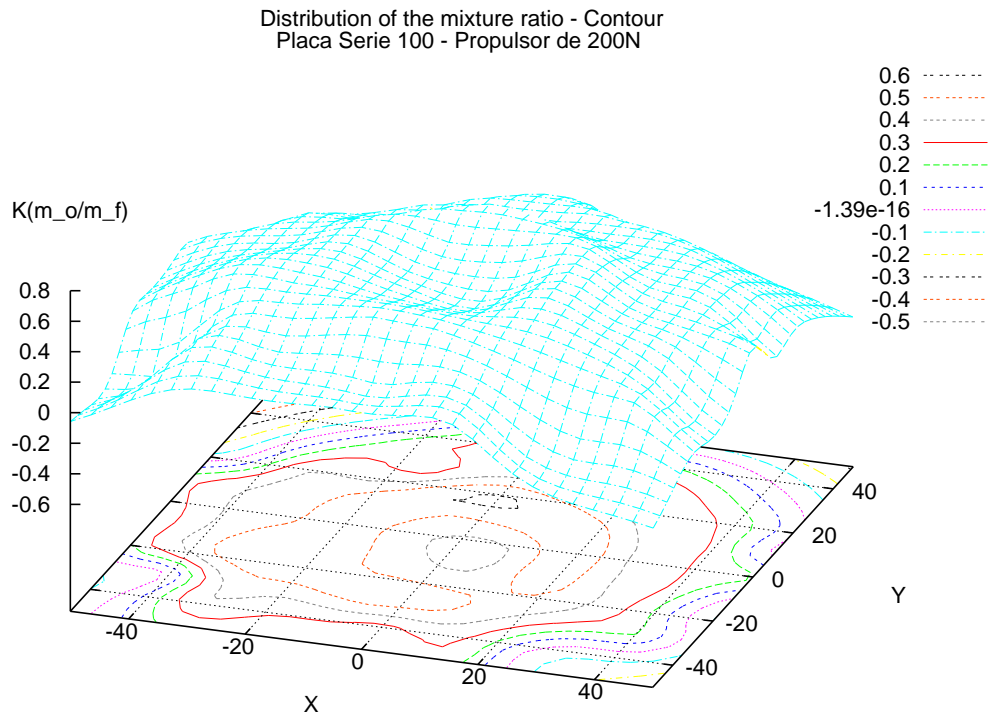


Figura 9: Distribuição da razão de mistura [O/F] - Contornos.

Distribution of the mixture ratio - Map cores
Placa Serie 100 - Propulsor de 200N

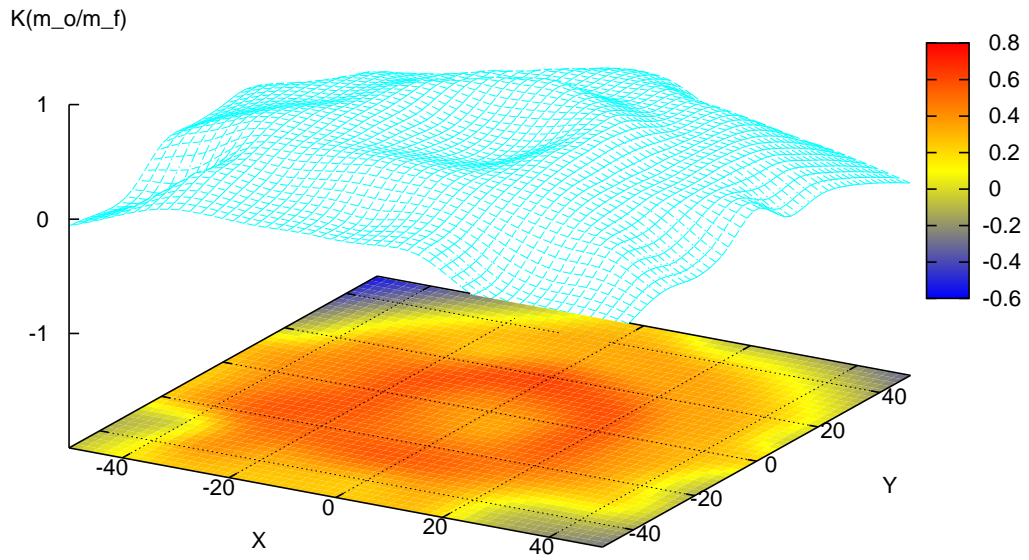


Figura 10: Distribuição da razão de mistura [O/F] - Mapa de cores.

Distribution spray mass flow - Contour
Placa Serie 100 - Propulsor de 200N

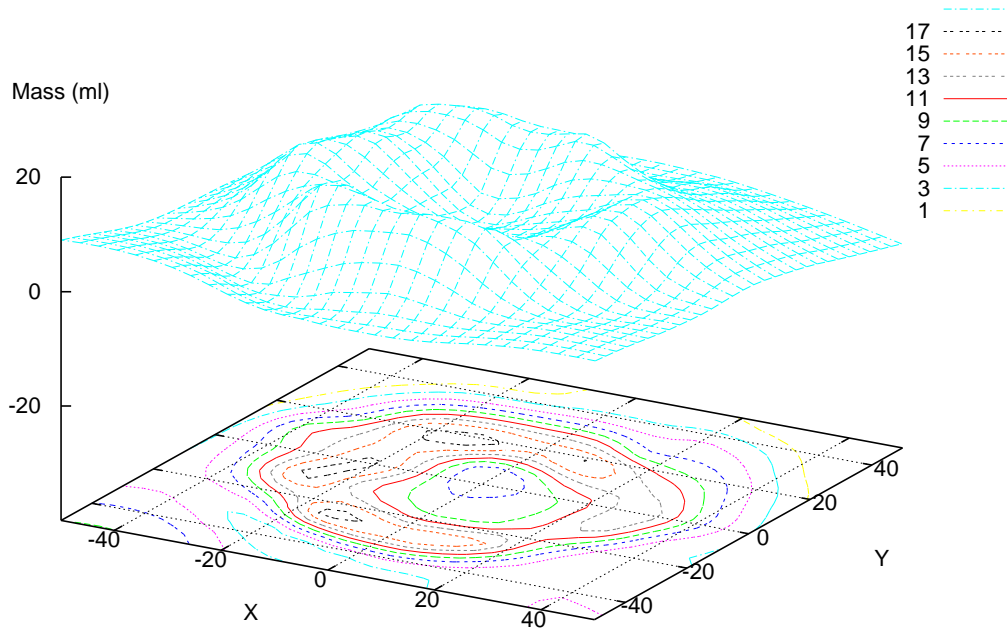


Figura 11: Distribuição da massa O+F - Contornos.

Distribution spray mass flow - Map cores
(Placa serie 100 - Propulsor de 200N)

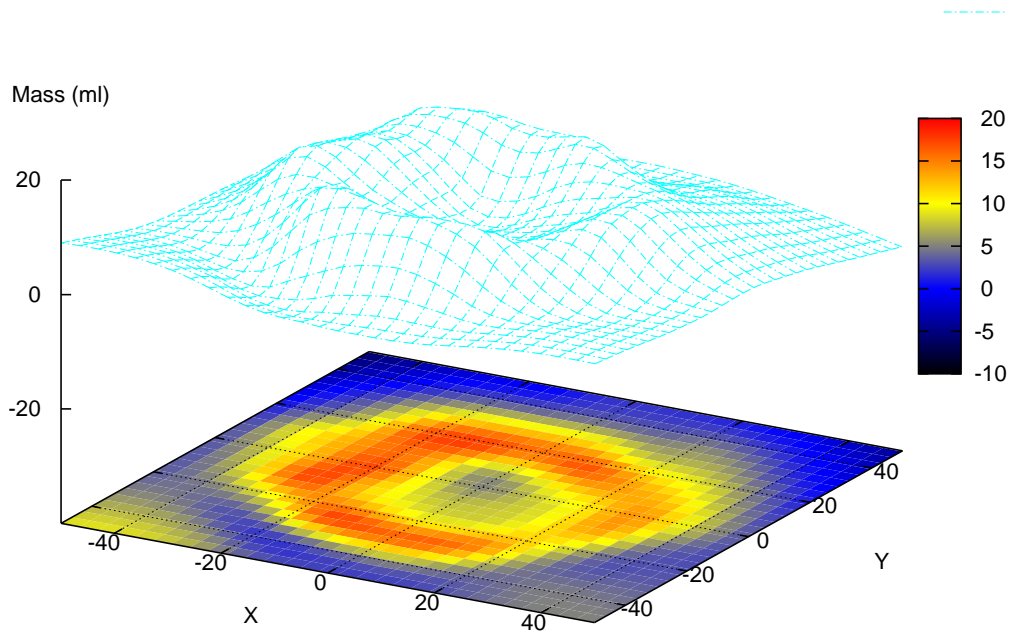


Figura 12: Distribuição da massa O+F - Mapa de cores.

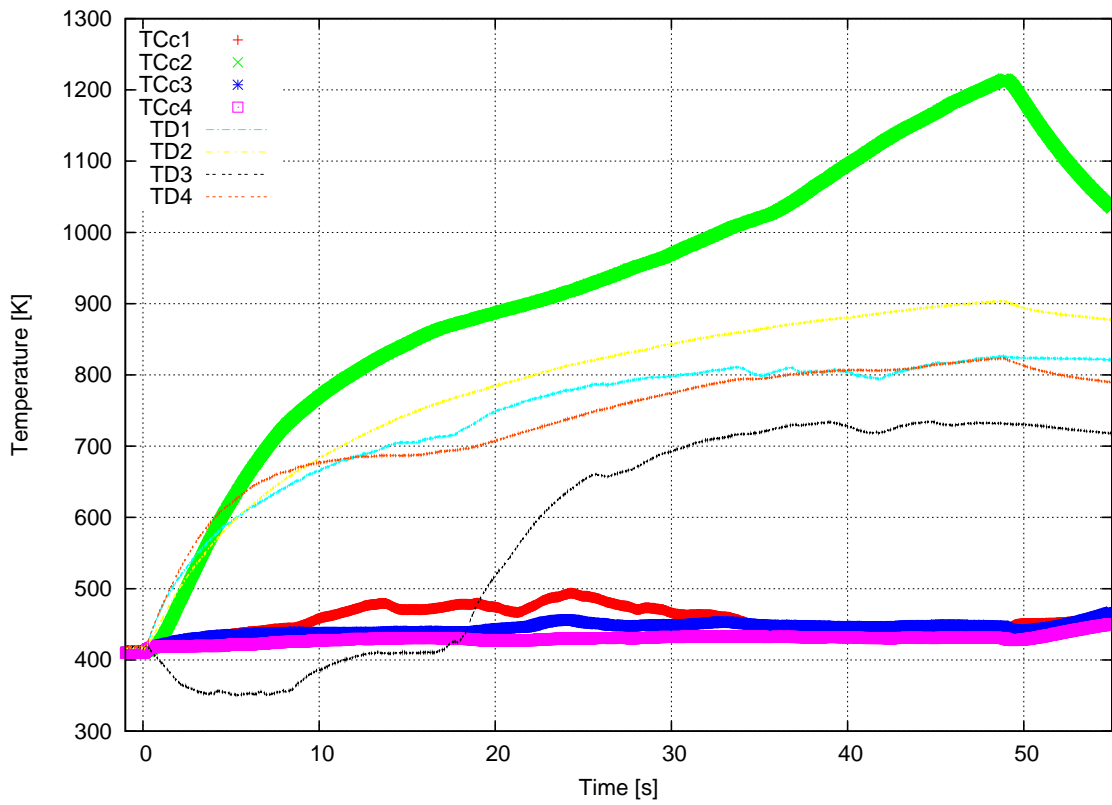


Figura 13: Temperatura indicada pelos termopares.

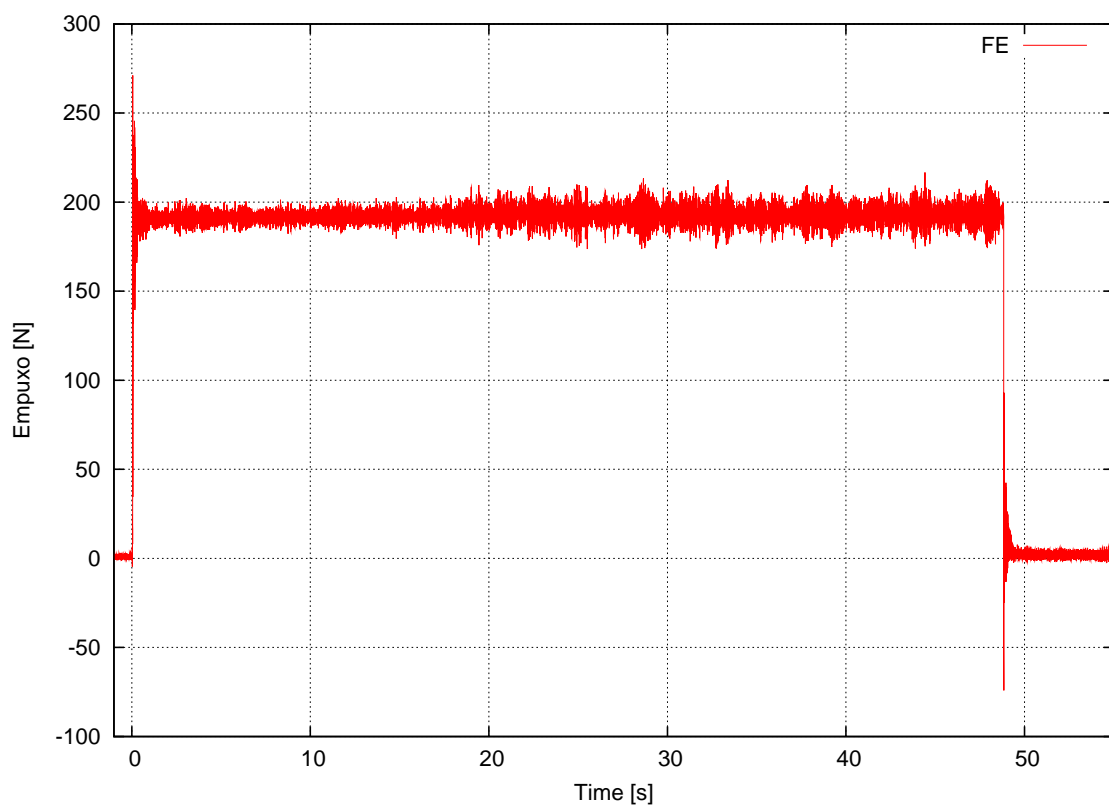


Figura 14: Empuxo Propulsor de 200 N.

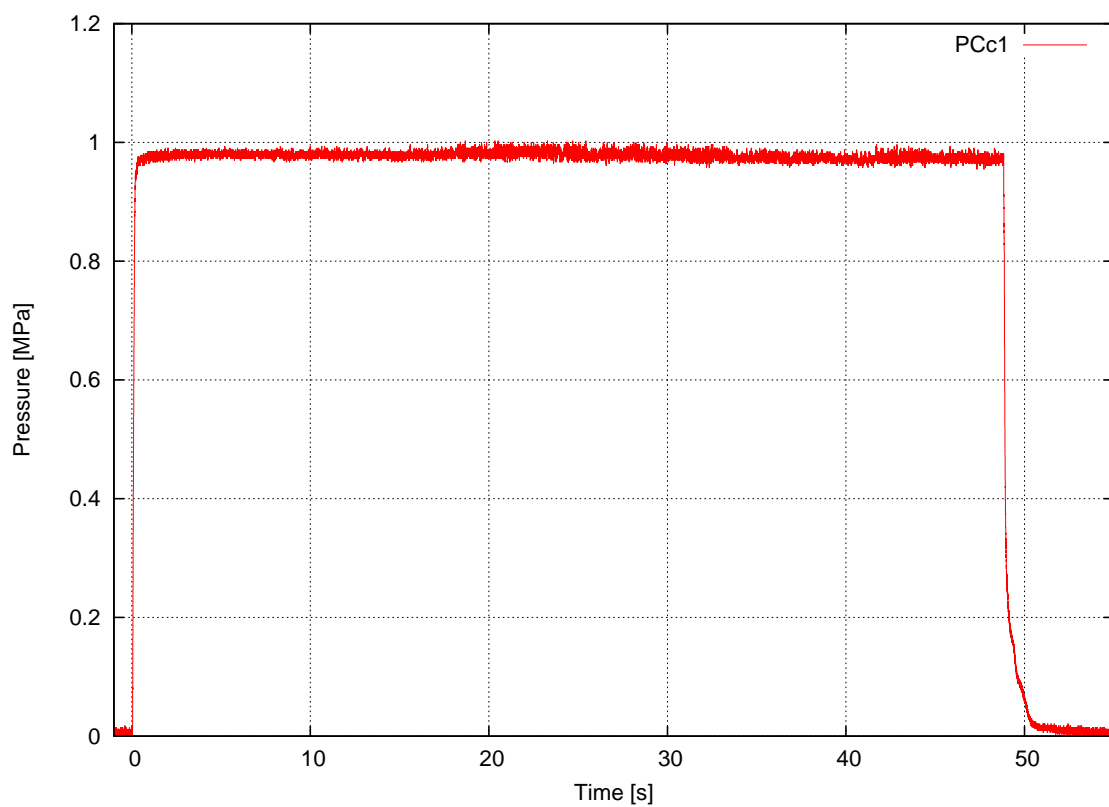


Figura 15: Pressão de Câmara - Propulsor de 200 N.



Figura 16: Propulsor integrado para testes

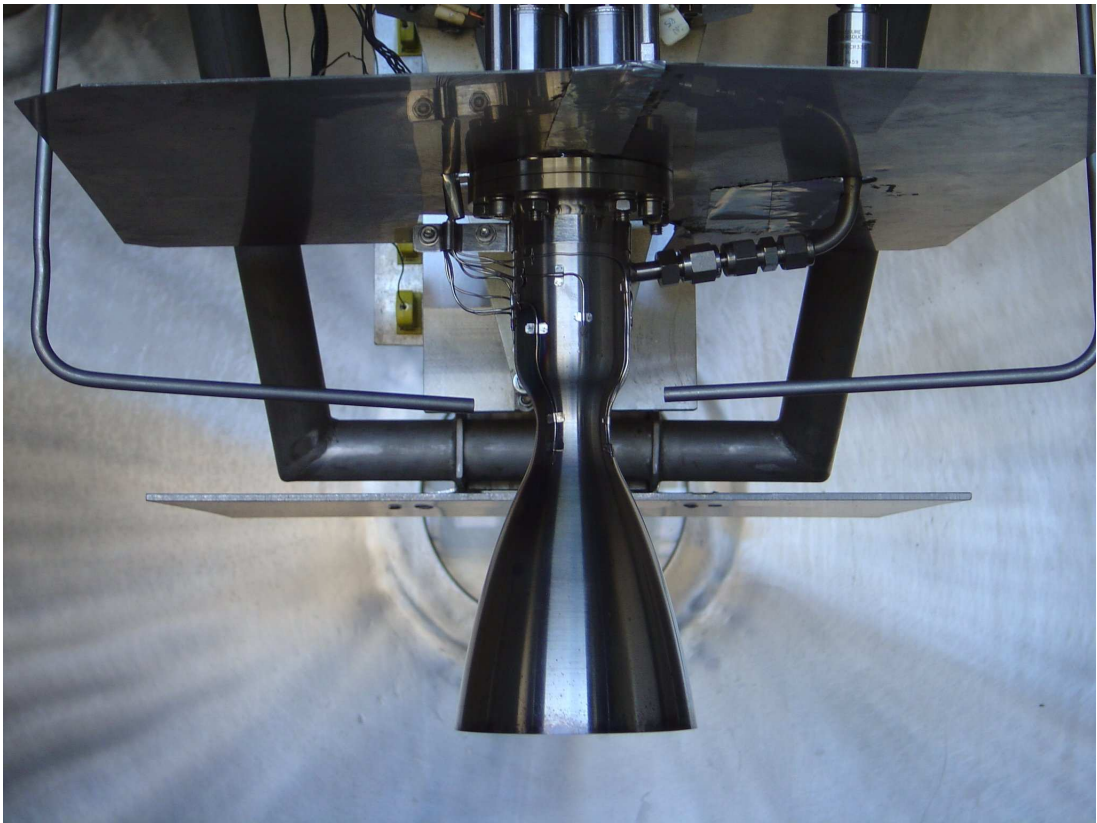


Figura 17: Propulsor montado no banco para testes de fogo

PLACA DE COMBUSTIVEL

Injetor N°	Diâmetro Nozzle [mm]		Diâmetro Vortex [mm]		Largura Canal [mm]		Profundidade Canal [mm]		Area Canais Entrada [mm ²]		Error Areas [%]	Massa [gr/s]	Exentricidade [mm]		
	Nominal	Medido	Nominal	Medido	Nominal	Medido	Nominal	Medido	Nominal	Medida			M-N/N	Δx	Δy
Injetor 1	2,0	1,980	6,2	6,169	0,41	0,337	0,324	0,340	0,131	0,105	-19,95	4,365	0,01	0,02	0,02
Injetor 2	2,0	1,980	6,2	6,137	0,41	0,328	0,324	0,352	0,131	0,103	-21,74	4,439	0,06	0,06	0,08
Injetor 3	2,0	1,978	6,2	6,187	0,41	0,327	0,324	0,353	0,131	0,106	-17,45	4,250	0,05	0,03	0,05
Injetor 4	2,0	1,973	6,2	6,145	0,41	0,333	0,324	0,357	0,131	0,109	-16,85	4,480	0,03	0,03	0,04
Injetor 5	2,0	1,982	6,2	6,145	0,41	0,324	0,324	0,342	0,131	0,101	-22,92	3,989	0,01	0,01	0,01
Injetor 6	2,0	2,009	6,2	6,157	0,41	0,319	0,324	0,375	0,131	0,110	-16,10	4,311	0,01	0,03	0,03
Inj. Cent	3,2	3,197	7,0	6,981	0,40	0,333	0,461	0,532	0,185	0,167	-9,49	13,348	0,03	0,02	0,03
Cortina 1	1,0	1,065	3,61	3,827	0,41	0,363	0,405	0,441	0,614	0,143	-12,87		0,06	0,02	0,06
Cortina 2	1,0	1,069	3,61	3,858	0,41	0,343	0,405	0,441	0,164	0,134	-18,34		0,04	0,06	0,06
Cortina 3	1,0	1,068	3,61	3,931	0,41	0,360	0,405	0,474	0,164	0,153	-6,53		0,05	0,02	0,06

Tabela 1: Comparação das dimensões nominais e medidas dos elementos injetores da placa de combustível.

PLACA DE OXIDANTE

Injetor N°	Diâmetro Nozzle [mm]		Diâmetro Vortex [mm]		Largura Canal [mm]		Profundidade Canal [mm]		Area Canais Entrada [mm ²]		Error Areas [%]	Massa [gr/s]	Excentricidade [mm]		
	Nominal	Medido	Nominal	Medido	Nominal	Medido	Nominal	Medido	Nominal	Area			Δx	Δy	Res
Injetor 1	0,6	0,631	4,2	4,180	0,4	0,332	0,46	0,484	0,185	0,151	-18,30	3,448	0,05	0,06	0,08
Injetor 2	0,6	0,629	4,2	4,173	0,4	0,325	0,46	0,479	0,185	0,146	-16,79	3,517	0,05	0,05	0,08
Injetor 3	0,6	0,611	4,2	4,166	0,4	0,338	0,46	0,480	0,185	0,153	-17,46	3,347	0,09	0,01	0,09
Injetor 4	0,6	0,623	4,2	4,173	0,4	0,322	0,46	0,476	0,185	0,147	-20,42	3,445	0,07	0,01	0,07
Injetor 5	0,6	0,615	4,2	4,195	0,4	0,331	0,46	0,485	0,185	0,151	-18,47	3,356	0,01	0,00	0,01
Injetor 6	0,6	0,636	4,2	4,214	0,4	0,328	0,46	0,490	0,185	0,151	-18,28	3,384	0,01	0,01	0,01
Inj. Cent	1,8	1,729	7,8	7,503	0,6	0,584	1,23	1,229	0,739	0,679	-8,05	18,878	0,04	0,00	0,04
					0,6	0,577	1,23	1,226	0,739	0,669	-9,45				
					0,6	0,591	1,23	1,219	0,739	0,682	-7,69				
					0,6	0,600	1,23	1,229	0,739	0,699	-5,39				

Tabela 2: Comparação das dimensões nominais e medidas dos elementos injetores da placa de oxidante.

Injetores Periféricos: Combustível					
Injetor N°	A	b	V_n [ml/s]	m_f [gr/s]	$m_{nominal}$ [gr/s]
1	1,695	0,5	4,484	4,204	3
2	1,752	0,5	4,634	4,345	3
3	1,688	0,5	4,466	4,187	3
4	1,756	0,5	4,645	4,355	3
5	1,684	0,5	4,457	4,178	3
6	1,676	0,5	4,434	4,157	3
Desvio Pad.			0,094	0,088	0
Massa Total			27,121	25,427	18

Tabela 3: Vazão dos Elementos Injetores Periféricos Combustível.

Injetores Periféricos: Oxidante					
Injetor N°	A	b	V_n [ml/s]	m_f [gr/s]	$m_{nominal}$ [gr/s]
1	1,052	0,5	2,782	3,362	2
2	1,063	0,5	2,813	3,399	2
3	1,092	0,5	2,890	3,491	2
4	1,011	0,5	2,675	3,232	2
5	1,032	0,5	2,730	3,299	2
6	1,083	0,5	2,864	3,461	2
Desvio Pad.			0,081	0,098	0
Massa Total			16,754	20,244	12

Tabela 4: Vazão dos Elementos Injetores Periféricos: Oxidante.

Injetor Central: Combustível, Oxidante e Cortina					
Injetor N°	A	b	V_n [ml/s]	m_f [gr/s]	$m_{nominal}$ [gr/s]
Combustível	3,913	0,5	10,352	9,706	11,46
Oxidante	6,019	0,5	15,925	19,243	22,93
Cortina	2,164	0,5	5,724	5,367	9,00

Tabela 5: Vazão do Elemento Injetor Central: Oxidante; Combustível; Cortina.

Dados Adquiridos em banco de testes - Cachoeira Paulista								
Tiro N°	Tempo [s]	PO [MPa]	PF [MPa]	Pch [MPa]	MO [gr/s]	MF [gr/s]	MT [gr/s]	Empuxo [N]
1	5	1,47	1,75	0,88	29,64	39,00	68,64	170,00
2	10	1,47	1,65	0,86	29,96	37,10	67,06	168,00
3	10	1,59	1,66	0,89	32,05	36,60	68,65	174,00
4	10	1,58	1,73	0,89	31,87	38,25	70,12	174,00
5	10	1,68	1,73	0,92	33,53	37,66	71,19	179,00
6	10	1,77	1,84	0,95	34,68	39,29	73,96	186,00
7	15	1,66	1,64	0,91	33,33	35,78	69,12	177,00
8	5	1,48	1,64	0,85	29,78	37,80	67,58	165,00
9	15	1,68	1,65	0,92	34,31	35,47	69,78	178,00
10	15	1,66	1,73	0,92	32,12	37,36	69,48	179,00
11	15	1,76	1,82	0,95	33,58	38,68	72,26	185,00
12	15	1,76	1,91	0,96	35,04	40,43	75,47	189,00
13	20	1,77	1,91	0,96	35,04	40,87	75,91	189,00
14	20	1,78	2,01	0,97	35,04	42,19	77,23	191,00
15	5	1,76	2,03	0,97	35,04	43,60	78,64	188,80
16	20	1,76	2,03	0,96	35,19	43,42	78,61	190,37
17	30	1,75	2,03	0,97	35,04	43,42	78,46	191,16
18	50	1,75	2,09	0,98	35,48	44,13	79,60	193,80

Tabela 6: Resultados medidos em banco do propulsor de 200 N.

Dados Adquiridos em banco de testes - Cachoeira Paulista									
Tiro N°	K_{ex} [s]	C_{ex}^* [s]	C_{th}^* [s]	$I_{sp,ex}$ [s]	$I_{sp,th}$ [s]	$C_{f,ex}$	$C_{f,th}$	η_c	η_e
1	0,76	1449,1	1538,6	2479,3	2769,9	1,71	1,80	0,94	0,95
2	0,81	1461,3	1564,2	2507,8	2801,0	1,72	1,79	0,93	0,96
3	0,88	1467,0	1594,8	2537,2	2844,5	1,73	1,78	0,92	0,97
4	0,83	1439,5	1575,5	2484,0	2817,0	1,73	1,79	0,91	0,97
5	0,89	1459,3	1601,1	2517,0	2853,5	1,72	1,78	0,91	0,97
6	0,88	1456,8	1598,0	2517,4	2849,0	1,73	1,78	0,91	0,97
7	0,93	1485,0	1617,5	2363,5	2879,8	1,73	1,78	0,92	0,97
8	0,79	1426,5	1554,0	2444,0	2788,0	1,71	1,79	0,92	0,95
9	0,97	1495,3	1630,4	2553,5	2901,5	1,71	1,78	0,92	0,96
10	0,86	1501,8	1587,7	2579,0	2834,3	1,72	1,79	0,95	0,96
11	0,87	1483,3	1591,2	2563,0	2839,4	1,73	1,78	0,93	0,97
12	0,87	1442,6	1590,8	2506,7	2838,8	1,74	1,78	0,91	0,97
13	0,86	1434,2	1586,3	2492,2	2832,3	1,74	1,79	0,90	0,97
14	0,83	1427,4	1574,1	2475,6	2815,1	1,73	1,79	0,91	0,97
15	0,80	1399,0	1574,1	2403,3	2815,1	1,72	1,79	0,89	0,96
16	0,81	1385,1	1574,1	2424,2	2815,1	1,75	1,79	0,88	0,98
17	0,81	1402,1	1574,1	2438,8	2815,1	1,74	1,79	0,89	0,97
18	0,80	1396,3	1574,1	2437,0	2815,1	1,75	1,79	0,89	0,98

Tabela 7: Resultados da Avaliação do desempenho do propulsor de 200N.