

DESENVOLVIMENTO DE UM PROPULSOR BIPROPELENTE COM EMPUXO DE 200 NEWTON

José Nivaldo Hinckel

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
São José dos Campos, SP
hinckel@dem.inpe.br

Alexander Alexandrovich Kozlov

Moscow State Aviation Institute
Moscow, Russia
k202_2@mai.ru

Francisco José Vicente de Moraes

Equatorial Sistemas Ltda
São José dos Campos, SP
vmoraes@equatorialsistemas.com.br

Humberto Pontes Cardoso

Equatorial Sistemas Ltda
São José dos Campos, SP
humberto@equatorialsistemas.com.br

Resumo. Este trabalho descreve o desenvolvimento de um propulsor biproplente com empuxo de 200 newton, para aplicação como motor de apogeu para circularização de órbita de satélites geoestacionários, ou manobras orbitais de plataformas espaciais. Elementos injetores centrífugos ("swirl injectors") são utilizados para produzir uma estratificação radial da razão de mistura, dando origem a um escoamento com uma região central onde a temperatura é mais elevada e uma cortina junto à parede onde a temperatura é mais baixa, reduzindo a carga térmica sobre a mesma. Isto permite que a câmara de empuxo seja fabricada em liga de níquel (Inconel 600) em vez de materiais de temperaturas ultra altas, de custos mais elevados e que requerem processos de fabricação mais elaborados e dispendiosos

Palavras chave: propulsor biproplente, propulsor de apogeu, propulsor de controle

1. Introdução

Missões espaciais requerem propulsores com empuxo variando de frações de newton, para controle e guiagem de satélites e plataformas espaciais, a valores superiores a 10^6 newton para os estágios inferiores de veículos lançadores. A forma de atuação dos propulsores é igualmente variadas, podendo operar em pequenos pulsos com duração de alguns milésimos de segundo a períodos com duração de dezenas de minutos.

Propulsores a propelentes líquidos apresentam característica energética e características de controle e escalonamento que permitem sua operação em todos os níveis de empuxo e tempos de operação descritos acima e em visto disto constituem o tipo de propulsor mais amplamente utilizado.

Entretanto, o desenvolvimento deste tipo de propulsor apresenta desafio considerável, devidos principalmente, à elevada densidade de liberação de energia que ocorre no interior da câmara de combustão:

- A elevada densidade de energia liberada torna o propulsor altamente susceptível ao aparecimento e ampliação de cargas mecânicas e térmicas que podem levar à destruição catastrófica do propulsor.
- A temperatura, pressão e velocidades de escoamento dos produtos de combustão são extremamente altas, impondo cargas térmicas às paredes da câmara de empuxo muito mais elevadas do que em outras aplicações técnicas e industriais.
- Os fenômenos que ocorrem no interior da câmara de combustão; atomização, mistura e queima dos propelentes, e sua interação com o sistema de alimentação, são extremamente complexos. O controle destes fenômenos requer o desenvolvimento de modelos matemáticos sofisticados apoiados em ampla base de verificação experimental.

Os mecanismos utilizados para controlar a carga térmica imposta à parede do propulsor variam com o nível de empuxo e forma de operação.

Propulsores de empuxo elevado apresentam uma baixa razão de área da câmara para o fluxo de propelentes. Neste caso um mecanismo eficiente para o controle térmico da parede é a utilização do próprio propelente para retirar o calor transferido para a parede. Antes de ser injetado para queima na câmara de combustão, parte do propelente (em geral o combustível) é forçada a circular através de canais na superfície externa do propulsor, absorvendo a carga térmica imposta à parede. Desta forma a energia retirada da câmara para refrigerá-la, é integralmente reinjetada para seu interior. A aplicabilidade deste mecanismo depende do tipo de propelentes utilizados e condições como pressão de câmara e razão de mistura dos propelentes. Esta solução de projeto é usada preferencialmente em propulsores com empuxo superior a 10^4 newton.

Em propulsores com empuxo mais reduzido, a vazão de massa dos propelentes é muito baixa para absorver uma quantidade de calor suficiente de forma a manter a temperatura da parede dentro dos limites suportados por materiais como ligas de cobre e níquel. Além disto, estes propulsores são também frequentemente solicitados a operar de forma intermitente. Neste modo de operação a refrigeração regenerativa apresenta sérios problemas durante os transitórios de partida e de corte do propulsor. Após o corte de operação do propulsor, o propelente remanescente no interior dos canais de refrigeração da câmara deve ser expurgado para evitar decomposição ocasionada pela absorção do calor armazenada na parede da câmara.

Por outro lado, após cada tiro, é necessário esperar que a temperatura dos canais de passagem do fluido seja reduzida o suficiente para evitar decomposição ou reação dos mesmo; ou utilizar algum fluxo de gás para refrigerar a parede antes da injeção do propelente. As penalidades em termos de complexidade de operação e perda de propelente ou gás de refrigeração, inviabilizam a utilização do mecanismo de refrigeração regenerativa para propulsores que devam efetuar mais de 4 ou 5 partidas.

Para propulsores de baixo empuxo, que devem operar em regime intermitente, o mecanismo de controle térmico mais utilizado é uma combinação de rejeição de calor para o ambiente por meio de radiação da parede externa do propulsor, e controle da carga térmica na parede interna do propulsor.

Entretanto, como a intensidade radiativa varia com a quarta potência da temperatura, a rejeição de calor por este mecanismo somente se torna significativa (em relação à carga térmica interna) quando a temperatura externa da parede atinge valores superiores a 1500°C .

A redução da carga térmica na parede interior do propulsor é obtida alterando-se a razão de mistura dos propelentes de forma a reduzir a temperatura dos produtos de combustão. Entretanto esta variação da razão de mistura impõe uma penalidade ao desempenho do propulsor na forma de redução do impulso específico.

A redução da perda de impulso específico, ocasionada pela variação da razão de mistura dos propelentes, é a razão principal para a fabricação da câmara de combustão destes propulsores em ligas com temperatura de trabalho na faixa de 1500°C .

O objetivo principal deste trabalho é a obtenção de um propulsor de baixo custo de produção, e que apresente valores razoáveis de desempenho. O mecanismo utilizado para este fim é a estratificação radial da razão de mistura dos propelentes. Na região central é injetada uma mistura com razão próxima à estequiométrica. Junto à parede é injetada uma mistura com excesso de combustível. Os produtos de combustão desta mistura formam uma cortina de escoamento com temperatura mais baixa, reduzindo a carga térmica sobre a parede e permitindo a utilização de ligas de temperatura de trabalho mais reduzida na fabricação da câmara de combustão.

2. Características gerais do propulsor

O propulsor tem empuxo nominal de 200 newton e opera com pressão de câmara constante. Os propelentes utilizados são o tetróxido de nitrogênio, (N_2O_4), e a Monometil hidrazina, (MMH).

O procedimento seguido para dimensionamento do propulsor é descrito a seguir: Os dados iniciais do projeto são o empuxo nominal, $F = 200$ newton, a pressão de câmara de combustão, $p_c = 10$ Bar e razão de expansão de pressão, 1000:1. A vazão de massa dos propelentes é determinada a seguir; para isto é necessário conhecer a razão de mistura, as propriedades termodinâmicas dos produtos de combustão e alguns coeficientes de perda de velocidade característica associado ao processo de combustão no interior da câmara, e perda do coeficiente de empuxo associada a perdas no bocal de expansão. Valores iniciais para a razão de mistura e o coeficiente de perda da velocidade característica são adotados e refinados iterativamente. Os valores finais destes parâmetros obtidos após algumas iterações são: razão de mistura (vazão de massa do oxidante dividida pela vazão de massa do combustível), $k_m = 1,325$; coeficiente de perda de velocidade característica, $\varphi_{ch} = 0,925$.

É também adotado um valor para o coeficiente de perda de impulso específico no bocal, $\varphi_n = 0,94$.

O coeficiente global de perda de impulso específico, φ_{sp} , é obtido do produto $\varphi_{sp} = \varphi_{ch}\varphi_n = 0,895$.

A vazão de massa dos propelentes, \dot{m} é determinada através da equação 1:

$$\dot{m} = \frac{F}{I_{sp}^{ef}} \quad (1)$$

onde I_{sp}^{ef} é o impulso específico efetivo, obtido do produto do impulso específico ideal, $I_{sp} = 3181 \text{ m/s}$ pelo coeficiente global de perda de impulso, φ_{sp} . O valor obtido para a vazão de massa é $\dot{m} = 70,3 \text{ g/s}$.

2.1. O dimensionamento da câmara de empuxo

A área da garganta é obtida da equação 2:

$$A^* = \frac{F}{c_F^{ef} p_{ch}} \quad (2)$$

onde F é o empuxo do propulsor, $c_F^{ef} = 1,743$ é o coeficiente de empuxo efetivo, calculado para a razão de expansão de pressão, coeficiente politrópico dos produtos de combustão e coeficiente de perda de impulso específico no bocal, conforme procedimento descrito acima.

A razão da seção reta da área de combustão para a seção da área da garganta, ϵ_c , é obtida através de uma fórmula empírica, levando em conta o nível de empuxo do propulsor e a pressão de câmara. A fórmula utilizada, aplicável para propulsores com empuxo de até 1500 newton é a seguinte:

$$\epsilon_c = \frac{1,36 \cdot 10^3}{(p_{ch} D^*)^{0,5}} \quad (3)$$

O valor obtido é $\epsilon_c = 12,4$.

O outro parâmetro utilizado no dimensionamento da câmara de combustão é o comprimento característico, L^* , que multiplicado pela área da garganta do bocal, fornece o volume da câmara de combustão. Para uma pressão fixa o volume da câmara de combustão é diretamente proporcional ao tempo de residência dos propelentes. O tempo de residência depende de características dos propelentes; cinética das reações envolvidas no processo de combustão; e características associadas ao processo de injeção; atomização e mistura dos propelentes. O valor recomendado para o par MMH/NTO encontra-se na faixa $0,85 \text{ m} < L^* < 1,5 \text{ m}$. Se o valor adotado for muito baixo a combustão será incompleta e haverá perda de impulso específico devida à não liberação da energia correspondente. Se o valor adotado for muito elevado, o comprimento da câmara será muito grande, dificultando a proteção térmica da parede. Foi adotado o valor $L^* = 0,9$.

O bocal de expansão tem um perfil parabólico com um ângulo de abertura inicial de $35,8^\circ$ e um ângulo de saída de 10° . O ângulo de abertura inicial é determinado a partir de tabelas geradas da solução do escoamento no bocal pelo método de características.

A Tab. (1) mostra de forma resumida as principais características do propulsor.

Tabela 1: Características gerais do propulsor

F	p_{ch}	d^*	D_{ch}	D_{ex}	k_m	φ_{sp}	c^*	I_{sp}	L^*
N	Bar	mm	mm	mm			m/s	m/s	m
200	10	12	42	96,6	1,325	0,895	1633	2846	0,9

2.2. A placa injetora

A placa injetora constitui o elemento mais importante para a obtenção das características de operação do propulsor. Visando obter boas características de atomização e mistura dos propelentes, foi adotada a solução de elementos injetores centrífugos. Devido ao reduzido valor do diâmetro da câmara, a solução de engenharia utilizada em propulsores de grande porte; fabricação de elementos injetores individuais e soldagem dos mesmos nas placas contendo o labirinto de distribuição dos propelentes, apresenta grande dificuldade de execução. Para viabilizar a colocação de um número maior de elementos injetores com diferentes razões de mistura, os elementos injetores são usinados diretamente nas placas contendo o labirinto de distribuição.

Foram testadas duas placas injetoras distintas com diferentes concepções para o mecanismo de estratificação radial da razão de mistura dos propelentes e formação da cortina de combustível junto à parede. A primeira placa contém um elemento injetor central bipropelente e um anel de injetores periféricos também bipropelentes contendo 6 elementos. Em cada elemento injetor bipropelente o oxidante é localizado internamente e o combustível é localizado externamente.

A cortina é injetada através de um série de fendas usinadas na periferia da placa injetora. A altura das fendas é de $0,2 \text{ mm}$ e a largura é de 2 mm . As fendas ocupam 50% da circunferência da placa injetora.

A segunda placa, de concepção mais simples, contém um elemento injetor bipropelente central e um anel periférico contendo 6 elementos injetores monopropelentes injetando apenas combustível. A cortina de proteção

é formada pela parte do fluxo dos injetores periféricos (aproximadamente a metade do fluxo total destes injetores) que intercepta a parede.

Os fluxos de massa na cortina e em cada elemento injetor são determinados da seguinte forma:

Placa Completa

Na cortina de proteção é injetada uma quantidade correspondente a 10% da vazão total de propelente. O estrangulamento da vazão é feito através de tres câmaras de vórtice.

Em cada um dos elementos injetores do anel periférico são injetados 4 g/s de propelentes com razão de massa de 1:1.

No elemento injetor central é injetado o restante do propelente, com razão de massa de 2.5:1, correspondendo à razão estequiométrica para o par MMH/NTO.

Placa Simples

Em cada um dos elementos injetores periféricos é injetado combustível com vazão de massa de 2,25 g/s. Aproximadamente a metade deste fluxo, 7,5 g/s é dirigido para a parede formando a cortina.

O fluxo de massa restante é injetado no elemento injetor central com razão de massa de de 2,5:1.

Na Figura (1) é mostrada a placa de combustível com o labirinto de distribuição e elementos injetores usinados integralmente. Os canais tangenciais de entrada na câmara de vórtice são retangulares.

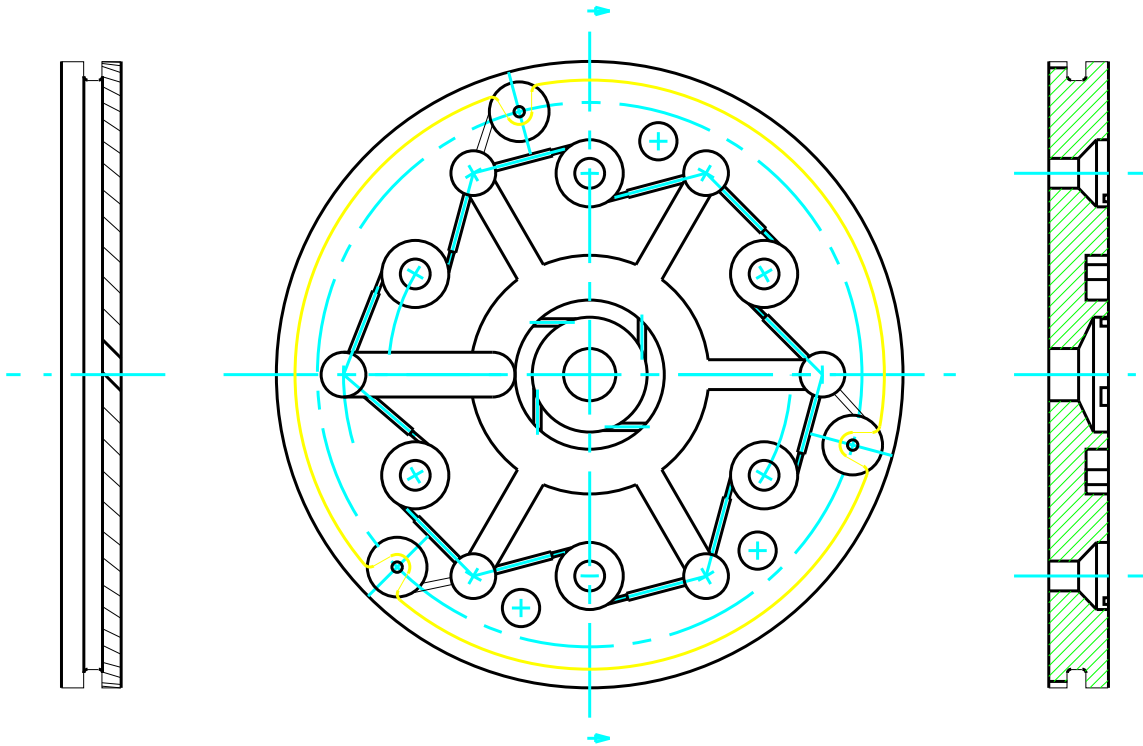


Figura 1: Placa injetora de combustível com labirinto de distribuição

A Figura (2) mostra o conjunto completo do propulsor contendo válvulas, placa injetor, câmara de combustão e bocal de expansão.

3. O Modelo térmico

O objetivo principal do projeto térmico do propulsor é garantir que a temperatura da parede do propulsor não ultrapasse os limites permissíveis pelos materiais usados, e ao mesmo tempo manter boas características energéticas do propulsor. O modelo de análise utilizado é baseado em considerações teóricas e dados de experimentos realizados no MAI.

3.1. A temperatura do gás próximo à parede

De acordo com o modelo mencionado acima, a razão de massa da camada de escoamento, na região próxima à camada limite, resulta da mistura do escoamento da cortina com parte do escoamento proveniente dos elementos injetores do anel periférico. Junto à placa injetora a razão de mistura desta camada é nula e a temperatura

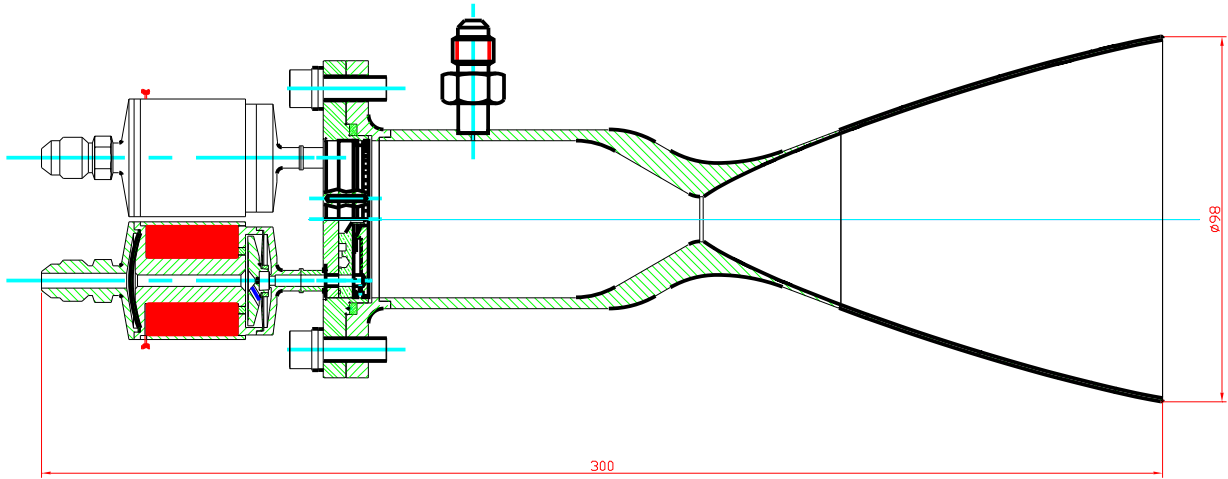


Figura 2: Vista em corte do propulsor

é baixa. Ao longo da câmara, a razão de massa aumenta devido à difusão de oxidante para a região próxima à parede. A variação da temperatura ao longo da parede é obtida da combustão adiabática que ocorre nesta camada com razão de mistura local. Considerando que a mistura das camadas ocorre por um processo de difusão, a razão de mistura ao longo do comprimento da câmara de combustão é dada pela equação, 4.

$$k_m(\bar{x}) = k_{mnl} \frac{1 - \exp(-M\bar{x}^2)}{\left[1 + (k_{mnl} + 1) \frac{\bar{m}_{cur}}{\bar{m}_{nbl}}\right]} \quad (4)$$

onde: $\bar{m}_{cur} = m_{cur}/m_\Sigma$ e $\bar{m}_{nbl} = m_{nbl}/m_\Sigma$ são os fluxos relativos de massa na cortina e na camada próxima à cortina respectivamente; m_Σ é o fluxo total de massa; $M = k(\bar{m}_{nbl}/\bar{m}_{cur})$; $0,002 < k < 0,0005$, é um coeficiente associado à intensidade do processo de mistura. $\bar{x} = x/H$ é a distância normalizada ao longo do comprimento da câmara. H é a distância entre o anel periférico de injetores e a parede da câmara.

O valor assintótico $k_m(\infty)$ é a razão de mistura resultante da homogeneização completa do escoamento na cortina com o escoamento na região próxima à cortina. O parâmetro M não afeta o limite assintótico. Para valores mais elevados de M , correspondentes a maior intensidade do processo de mistura, a assíntota é aproximada mais rapidamente.

Conhecida a razão de mistura ao longo do comprimento da câmara, podemos então obter a temperatura do escoamento na região próxima à camada limite. Para uma operação segura do propulsor com a câmara de combustão fabricada com liga de alta temperatura (Incone 600) a razão de mistura na região da garganta do bocal deve ser inferior a 0,5, correspondendo a uma temperatura adiabática de chama de aproximadamente 1400 K.

A utilização da fórmula 4 em propulsores com empuxo inferior a 1500 newton, onde o número de elementos injetores é pequeno e a a estratificação radial do escoamento é pouco acentuada deve ser feita com reserva.

Para uma melhor avaliação da aplicabilidade do procedimento descrito acima, em um propulsor com empuxo de 200 newton, foi efetuada uma análise da distribuição da temperatura na parede do propulsor a partir das medidas de temperatura efetuadas em alguns pontos da parede externa do propulsor durante os tiros em banco.

A solução completa da distribuição da temperatura na parede a partir dos valores medidos em alguns pontos discretos, obviamente necessita de algumas hipóteses adicionais sobre o mecanismo de transferência de calor entre o gás e a parede da câmara de combustão.

3.2. O coeficiente de transferência de calor

Uma fórmula bastante aplicada para o coeficiente de transferência de calor ao longo da câmara de combustão e do bocal é descrita em Hill and Peterson, 1970, p. 435:

$$\frac{h_g}{Gc_p} = 0,023 \left(\frac{GD}{\mu_b}\right)^{-0,2} \left(\frac{\mu c_p}{k}\right)_b^{-0,67} \quad (5)$$

Os resultados quantitativos obtidos da fórmula 5 apresentam discrepâncias acentuadas com valores experimentais. Entretanto a variação da taxa de transferência de calor com o diâmetro da câmara e do bocal apresenta

boa consistência. Dado que $G = 4\dot{m}/\pi D^2$, obtemos que o h_g varia com o inverso do diâmetro da câmara elevado à potência 1,8. Desprezando as variações (pequenas) do número de Prandtl e da viscosidade, podemos expressar h_g apenas em função do diâmetro da câmara:

$$h_g = A(d/d^*)^{-1,8} \quad (6)$$

A constante A é o valor máximo do coeficiente de transferência de calor, localizado na garganta onde $d/d^* = 1$

3.3. O procedimento de cálculo

O problema da análise térmica do propulsor foi colocado da seguinte maneira:

- A variação do coeficiente de troca de calor ao longo da câmara de empuxo é expressa pela equação 6.
- A variação da temperatura do gás na proximidade da parede, obtida da equação 4 é aproximada por um perfil do tipo

$$T(\bar{x}) = T_2 + \frac{T_1 - T_2}{1 + \exp((\bar{x} - \bar{x}_0)/\Delta x)} \quad (7)$$

- A equação da condução de calor na parede da câmara de empuxo foi resolvida no regime transitório, considerando-se uma condição de contorno de convecção na superfície interna e de radiação na superfície externa. Foi também considerada a dependência da condutividade térmica do material da parede com a temperatura. A solução da equação foi obtida utilizando o software de análise térmica SATER 100 que utiliza o método híbrido de volumes e elementos finitos e permite modelar problemas envolvendo os fenômenos de condução, convecção e radiação acoplados.
- os parâmetros A da equação 6 e os parâmetros T_1 , T_2 , \bar{x}_0 e Δx da equação 7 são obtidos forçando-se a solução do campo de temperatura na parede externa da câmara de combustão a acompanhar as medidas experimentais em tres pontos ao longo da câmara.
- Após o ajuste dos parâmetros do coeficiente de transferência de calor e do perfil de temperatura do escoamento na proximidade da camada limite podemos obter o perfil de temperatura em qualquer ponto da parede da câmara.
- A solução da equação de condução de calor em regime transitório na parede da câmara de combustão é utilizada para estimar as temperaturas máximas atingidas na superfície interna da câmara de combustão durante o período inicial de aumento da temperatura da câmara, e estimar o valor de regime permanente destas temperaturas e as constantes de tempo de aquecimento da câmara.

4. Calibração hidráulicos dos injetores

As características hidráulicas da placa injetora são determinadas experimentalmente de forma a englobar os efeitos de perda de carga da válvula e labirinto de distribuição.

A calibração é feita através da determinação da curva de vazão com a variação da perda de carga de pressão. A Fig. 3 mostra as curvas obtidas da calibração do elemento injetor central e da cortina. Note-se que o expoente obtido para o ajuste da \dot{m} vs Δp é bem próximo ao valor ideal de 0,5.

A Tabela 2 mostra os resultados obtidos da calibração hidráulica dos injetores. Os resultados mostrados na tabela correspondem à condição nominal de operação, com perda de carga de pressão de 5,0 Bar.

Tabela 2: Características hidráulicas da placa injetora

Medida	Elemento injetor							
	Central	Cortina	1	2	3	4	5	6
\dot{m}_o	17,74		3,64	3,21	3,08	3,10	3,53	3,38
\dot{m}_f	7,78	6,31	2,88	2,93	2,80	2,75	3,06	2,79
k_m	2,28	-	1,25	1,10	1,10	1,13	1,15	1,17

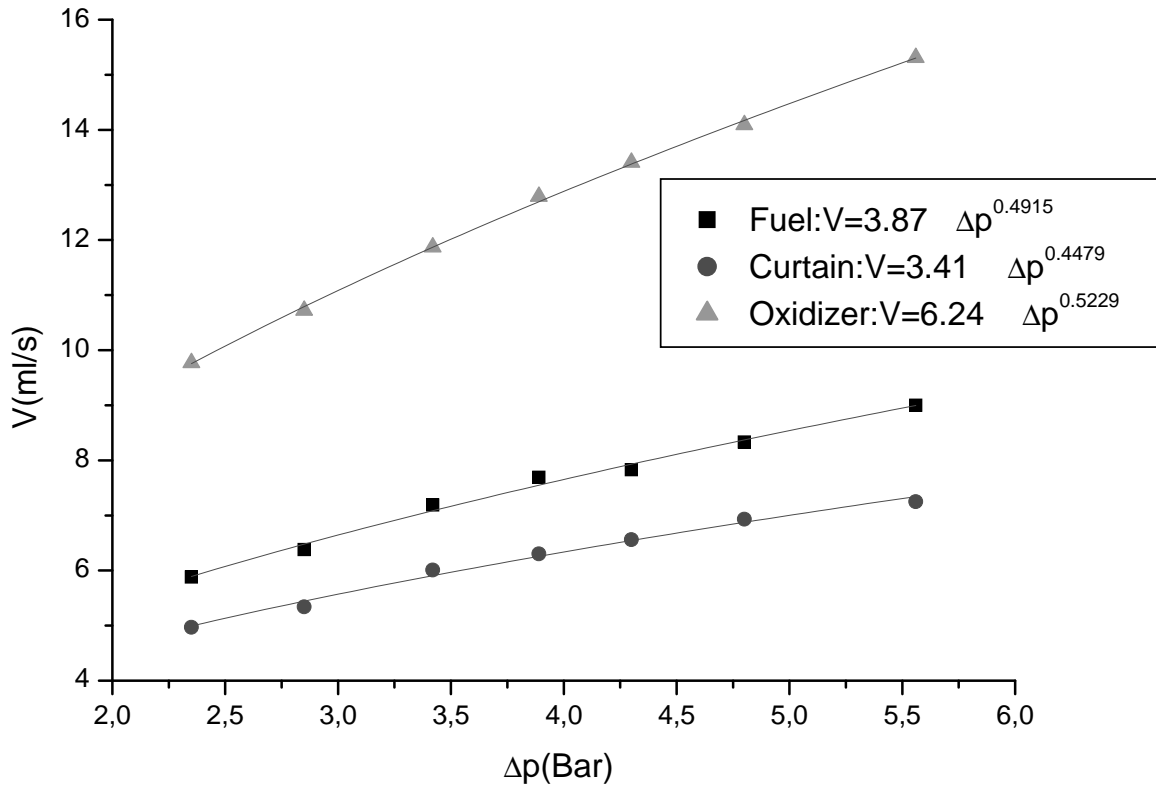


Figura 3: Curvas de calibração do injetor central e cortina

5. Resultados dos tiros em banco

Os tiros em banco foram realizados no Banco de Provas com Simulação de Altitude do Laboratório de Combustão e Propulsão de Cachoeira Paulista. O programa de testes é dividido em duas etapas:

- A primeira etapa tem como objetivo determinar as características gerais de operação do propulsor e mapear seu desempenho para diferentes valores da razão de mistura. Os tiros realizados nesta etapa tem curta duração (de 2 a 5 segundos)
- A segunda etapa tem como objetivo determinar o comportamento do propulsor em tiros de longa duração. Nesta etapa a duração dos tiros é aumentada progressivamente até a temperatura da parede entrar em regime ou atingir o limite de segurança para a operação do propulsor.

Na tabela 3 estão mostradas as condições de teste (pressão de alimentação e duração) e os dados medidos diretamente. Na tabela 4 são mostrados os dados de testes calculados a partir destas medidas.

Tabela 3: Condições de testes e medidas diretas

Teste	Tempo	p_o	p_f	p_{ch}	\dot{V}_o	\dot{V}_f	F
	s	Bar	Bar	Bar	ml/s	ml/s	N
1	5	16,1	16,1	9,9	25,0	37,6	195,4
2	5	16,6	16,1	10,0	25,5	37,0	198,0
3	5	17,0	16,1	10,1	26,2	37,4	200,4
4	5	16,0	17,1	10,0	24,1	40,3	197,8
5	10	16,0	17,2	10,0	24,3	40,3	197,4
6	10	15,0	17,5	9,7	22,8	42,6	192,8
7	15	15,5	17,5	9,7	22,1	41,9	193,2
8	20	15,5	18,0	9,7	23,2	43,0	194,8
9	5	18,1	15,1	10,2	27,5	32,9	200,5
10	5	18,1	16,2	10,4	27,1	36,0	205,1
11	20	15,3	19,3	9,9	22,4	45,7	197,2

Tabela 4: Dados de teste calculados

Teste	Δp_o Bar	Δp_f Bar	\dot{m}_o g/s	\dot{m}_f g/s	\dot{m}_t g/s	k_m	c_{ex} s	I_{sp} s
1	6,23	6,23	36,2	32,9	69,1	1,10	161,4	288,5
2	6,62	6,12	36,9	32,4	69,3	1,14	162,7	291,5
3	6,90	6,00	37,9	32,7	70,7	1,16	161,5	289,4
4	6,05	7,15	34,9	35,3	70,2	0,99	160,2	287,7
5	6,05	7,22	35,2	35,3	70,4	1,00	159,6	285,9
6	5,30	7,80	33,0	37,3	70,3	0,89	155,9	279,9
7	5,80	7,80	32,0	36,7	68,7	0,87	159,6	287,1
8	5,80	8,30	33,6	37,6	71,2	0,89	153,9	279,1
9	7,96	4,95	39,8	28,8	68,6	1,38	167,6	298,1
10	7,77	5,80	39,2	31,5	70,7	1,25	165,7	296,0
11	5,22	9,39	32,5	40,0	72,5	0,81	155,5	277,6

5.1. Resultados da análise térmica

O procedimento adotado mostrou-se bastante adequado para a obtenção do perfil de temperatura do gás próximo à parede e do coeficiente de transferência de calor. O ajuste a partir das curvas experimentais nos tres pontos medidos mostrou ser possível resolver os efeitos de cada um destes parâmetros sobre o perfil temporal e espacial da temperatura da parede da câmara. O perfil do coeficiente de transferência de calor é mostrado na Fig 4. Pode-se observar que na região da garganta os valores obtidos para o coeficiente de transferência de calor são muito maiores do que a estimativa inicial, baseada na fórmula de Bartz Hill and Peterson, 1970, p. 436.

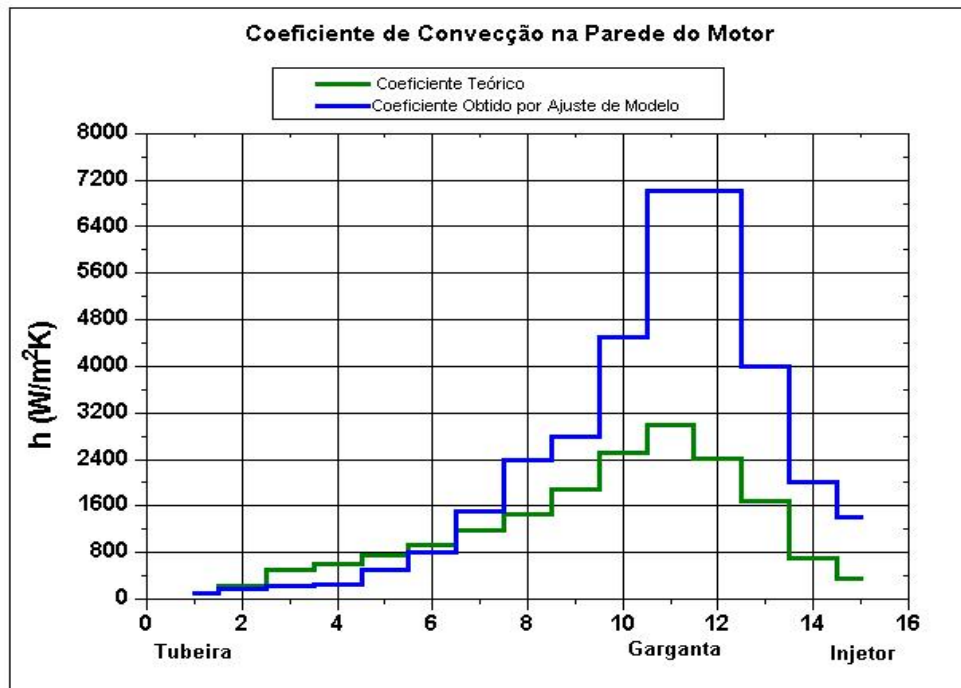


Figura 4: Variação do coeficiente de transferência de calor

Os valores da temperatura obtidos do modelo ajustado, mostraram uma boa concordância com os resultados medidos. A Fig. 5 mostra a comparação destes dados para um ponto na câmara de combustão. Foi também determinado o perfil de temperatura na face interna da parede da câmara, podendo-se assim estimar a temperatura máxima atingida pela parede durante a operação do motor.

A Figura 6 mostra a evolução da temperatura nas faces interna e externa da parede na região da garganta, onde a carga térmica é máxima. Finalmente, estimou-se a temperatura de regime desta região (1616 K) e o tempo necessário para que a temperatura atingisse o valor de 1473 K, o máximo admissível para o Inconel (55s).

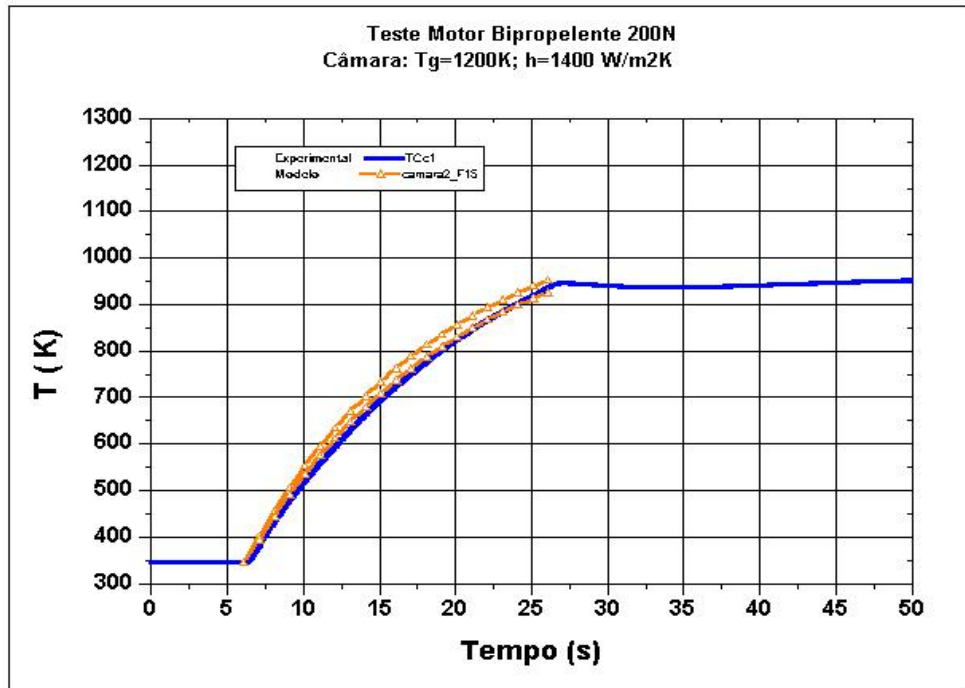


Figura 5: Comparação entre temperaturas medidas e calculadas

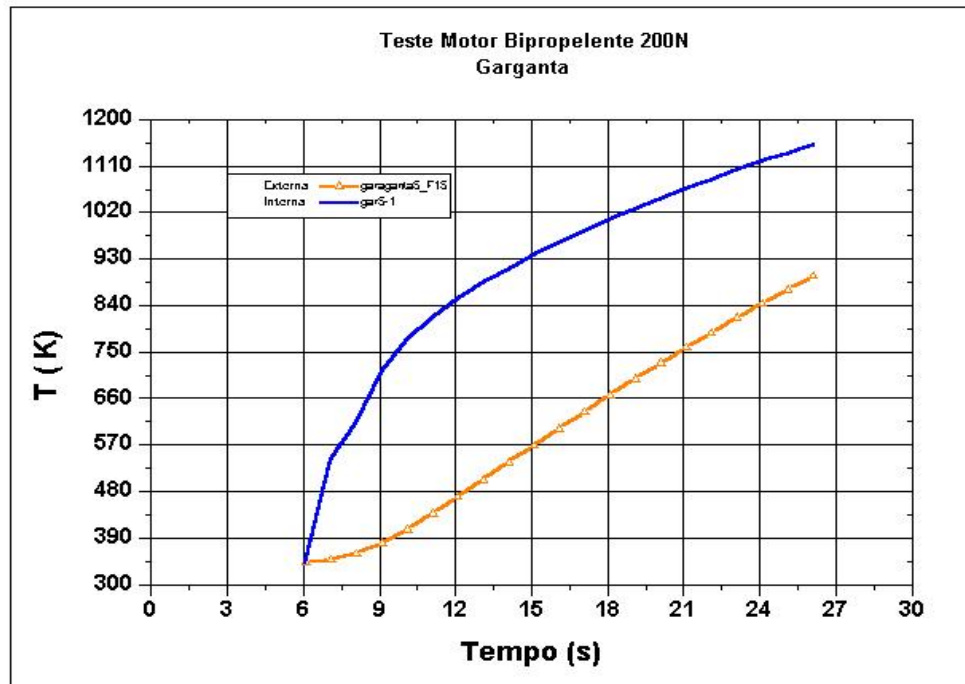


Figura 6: Evolução da temperatura nas paredes externa e interna na região da garganta do bocal

6. Conclusão

- Foi demonstrada a utilização de estratificação radial de escoamento em câmara de empuxo de um propulsor de 200 newton para a redução da carga térmica sobre a parede da câmara.
- Foi desenvolvido com sucesso um modelo para a estimativa das temperaturas máximas atingidas na parede da câmara de empuxo, utilizando medidas de temperatura na superfície externa da parede da câmara de empuxo para ajustar parâmetros do perfil de temperatura do gás próximo à parede e do coeficiente de transferência de calor.
- A evolução da temperatura do escoamento ao longo da câmara de empuxo, próxima à parede, e o coeficiente de transferência de calor obtidos a partir da solução da equação de transferência de calor na parede da câmara apresentaram valores superiores aos valores estimados a partir de fórmulas teóricas e empíricas utilizadas em propulsores de maior porte.
- Nas condições atuais de operação a temperatura da parede da câmara ultrapassa o valor máximo permitido para o material usado na fabricação, o Inconel 600. Para poder operar o propulsor por período contínuo mais longo é necessária redução adicional da carga térmica sobre a parede. Modificações de projeto estão sendo realizadas visando estender o período de operação do propulsor por período de até 200 segundos.

7. Referências

- Hill, P. G. and Peterson, C. R., 1970, "Mechanics and Thermodynamics of Propulsion", Addison Wesley Publishing Company, Reading, MA, USA.
- Kozlov, A. A., Abashev, V. M., and Hinckel, J. N. ., 2001, Organization of the Working Process in the Small Thrust Engine LRESTh MAI 200, Toulouse, France. 52nd International Astronautical Congress, IAF-01-S.1.10.

DEVELOPMENT OF A 200 NEWTON LIQUID BIPROPELLANT THRUSTER

José Nivaldo Hinckel

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
São José dos Campos, SP
hinckel@dem.inpe.br

Alexander Alexandrovich Kozlov

Moscow State Aviation Institute
Moscow, Russia
k202_2@mai.ru

Francisco José Vicente de Moraes

Equatorial Sistemas Ltda
São José dos Campos, SP
vmoraes@equatorialsistemas.com.br

Humberto Pontes Cardoso

Equatorial Sistemas Ltda
São José dos Campos, SP
humberto@equatorialsistemas.com.br

Abstract. *This paper describes the development of a 200 newton liquid bipropellant thruster for use as apogee kick motor in geostationary bound satellites or for orbital maneuvers of space platforms. Swirl injectors are used to generate a radially stratified mixture ratio, thus creating a hot core flow in the center region and a cooler curtain flow near the chamber wall. This way, the thermal load on the chamber wall is decreased. A lower heat load on the wall allows the use of nickel steel for the construction of the chamber, instead of columbium or other high temperature alloys, which have a very high production cost and require expensive processes for machining, forming and welding.*

Keywords *bipropellant thruster, apogee kick motor, control thruster*