

1. Publicação nº <i>INPE-2803-PRE/363</i>	2. Versão	3. Data <i>Julho, 1983</i>	5. Distribuição <input type="checkbox"/> Interna <input checked="" type="checkbox"/> Externa <input type="checkbox"/> Restrita
4. Origem <i>DTE</i>	Programa <i>PION</i>		
6. Palavras chaves - selecionadas pelo(s) autor(es) <i>PROPULSOR IÔNICO</i> <i>PROPULSÃO ELÉTRICA</i> <i>PROPULSÃO</i>			
7. C.D.U.: <i>629.7.036.73</i>			
8. Título <i>PROJETO DE UM PROPULSOR IÔNICO</i>		10. Páginas: <i>15</i>	
		11. Última página: <i>08</i>	
9. Autoria <i>Guilherme Esteves Perche</i> <i>Guilherme Esteves Perche.</i> Assinatura responsável		12. Revisada por <i>Ludwig</i> <i>Gerson Otto Ludwig</i>	
		13. Autorizada por <i>Nelson de Jesus Parada</i> <i>Nelson de Jesus Parada</i> <i>Diretor Geral</i>	
14. Resumo/Notas <i>Entre os sistemas de propulsão elétrica para satélites e espaçonaves destaca-se o propulsor eletrostático com ionização de mercúrio por bombardeamento de elétrons. Este trabalho apresenta o projeto de um propulsor deste tipo com 5 cm de diâmetro, impulso específico de 3.000 s e empuxo de 5 mN. A vantagem de utilizar um foguete exógeno e os testes que se pretende realizar também são descritos.</i>			
15. Observações <i>Trabalho submetido para apresentação na 35ª Reunião Anual da SBPC, 6 a 13 de Julho de 1983, Belém - PA.</i>			

ABSTRACT

The mercury bombardment electrostatic ion thruster is the most successful electric thruster available today. This work describes a 5 cm diameter ion thruster with 3.000 s specific impulse and 5 mN thrust. The advantages of electric propulsion and the tests that will be performed are also presented.

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
LISTA DE FIGURAS	v
1. FUNCIONAMENTO	1
2. APLICAÇÕES	3
3. CARACTERÍSTICAS DO PROJETO	5
4. PARTE EXPERIMENTAL	7

•
• •

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
1 - Funcionamento esquemático de um propulsor iônico	2
2 - Trajetória para mudança de órbita utilizada por um propulsor iônico	3
3 - Atuação dos propulsores para manter correta a latitude de um satélite	3
4 - Alteração da posição de um satélite no espaço	4
5 - Satélite entrando no espaço interplanetário	5
6 - Corte do primeiro modelo do propulsor iônico	6
7 - Foto do primeiro modelo do propulsor iônico	8

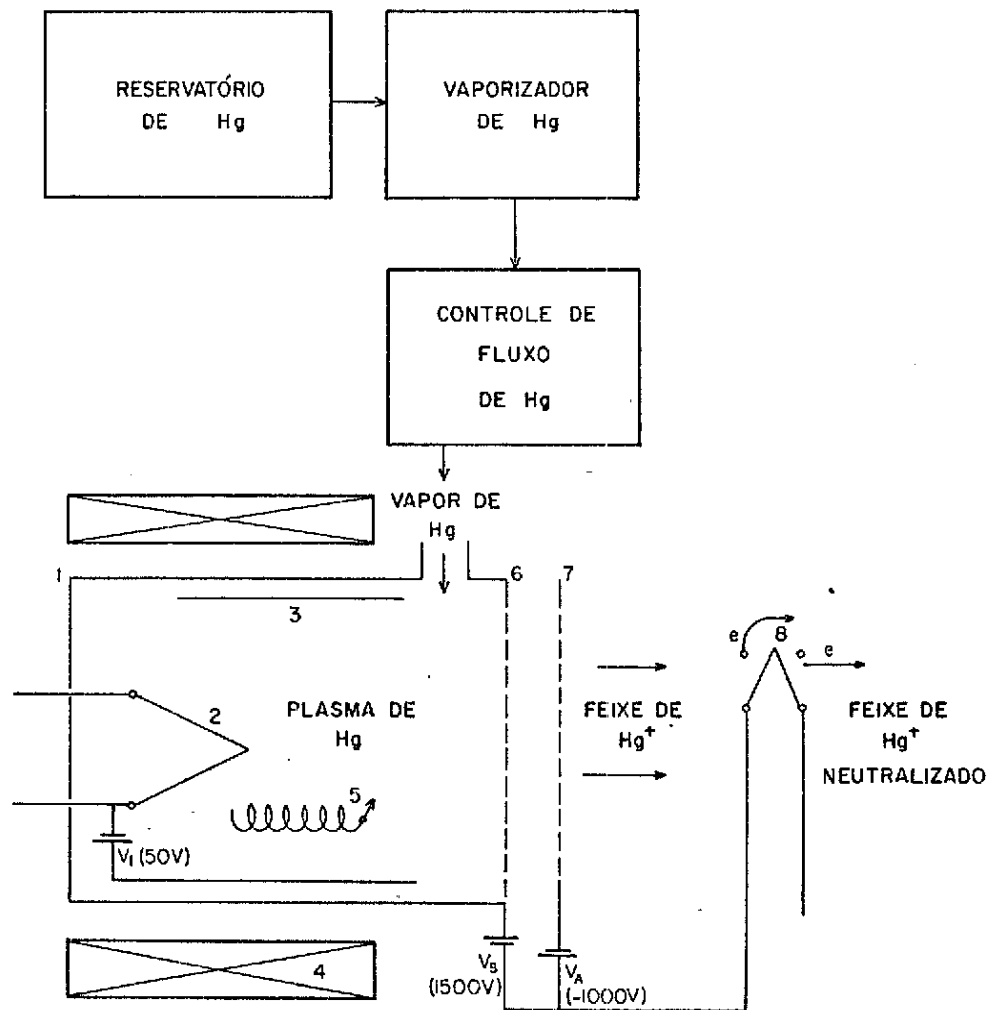
•
•

1. FUNCIONAMENTO

Impulso específico (I_s) é a quantidade de empuxo (F) gerada em um foguete por unidade de vazão em peso de propelente ($\dot{m}g$). Este valor é diretamente proporcional à velocidade de saída dos gases (v) e está limitado a 300 s para foguetes químicos:

$$I_s = F/\dot{m}g = V/g$$

O propulsor iônico por aceleração eletrostática é capaz de apresentar impulso específico de até 10.000 s e empuxo da ordem de 10 mN. No propulsor (Figura 1), o propelente vaporizado (Hg, Cs, Ar, ou outros) é injetado em uma câmara de ionização onde é bombardeado por elétrons com energia de aproximadamente 50eV (caso do propelente ser mercúrio). Do choque entre as partículas resulta um plasma com densidade $n = 10^{12}/\text{cm}^3$ e temperatura $kT_e = 5\text{eV}$. Os íons criados são extraídos e acelerados pelo campo elétrico existente entre a grade de separação e a de aceleração, junto à saída da câmara. A velocidade final dos íons é controlada pelo potencial da grade de separação e, a fim de manter a neutralidade da espaçonave, alguns elétrons são emitidos junto ao feixe de íons. Os elétrons primários são obtidos por emissão termo-iônica e o trajeto dos elétrons do catodo ao anodo é aumentado criando um campo magnético axial no interior da câmara.



- 1 - Câmara de ionização
- 2 - Catodo
- 3 - Anodo
- 4 - Bobinas do campo magnético
- 5 - Trajetória dos eletrons primários
- 6 - Grade de separação
- 7 - Grade de aceleração
- 8 - Neutralizador

Fig. 1 - Funcionamento esquemático de um propulsor iônico.

2. APLICAÇÕES

Mudança de Órbita

O propulsor é capaz de levar 2 ou 3 vezes mais carga paga de uma órbita de 300 Km para uma órbita geostacionária que o propulsor que utiliza hidrazina. (Figura 2).

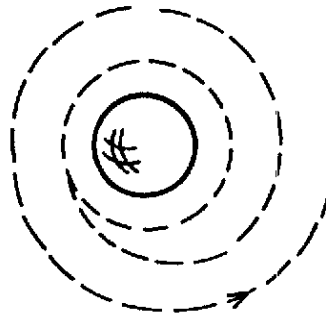


Fig. 2 - Trajetória para mudança de órbita utilizada por um propulsor iônico.

Correção de Latitude

O propulsor é capaz de aumentar em 300 Kg a carga paga de um satélite geostacionário de 2.000 Kg com vida útil de 7 anos (Figura 3).

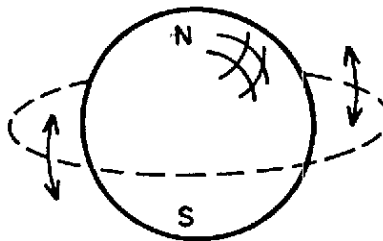


Fig. 3 - Atuação dos propulsores para manter correta a latitude de um satélite.

Satélites Míveis

O impulso total fornecido por um propulsor elétrico é cerca de dez vezes maior que o oferecido por foguetes químicos de mesma massa (Figura 4).

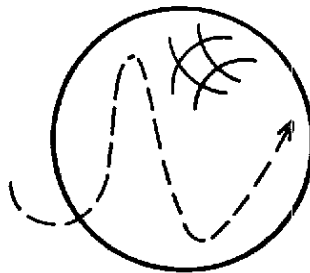


Fig. 4 - Alteração da posição de um satélite no espaço.

Missões Interplanetárias

Os propulsores elétricos são capazes de levar mais equipamento científico a bordo e fazer a espaçonave ser mais veloz (Figura 5).

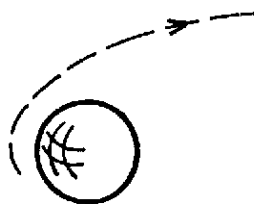


Fig. 5 - Satélite entrando no espaço interplanetário.

3. CARACTERÍSTICAS DO PROJETO

Tração:	5 mN
Impulso específico:	3.000 s
Propelente:	Hg
Câmara de ionização:	Fluxo Reverso
Construção:	Modular
Dimensões	
Potencial de grade de separação:	1500 V
Potencial da grade de aceleração:	-1200 V
Separação das grades:	1.4 mm
Excessura da grade de separação:	.5 mm
Excessura da grade de aceleração:	1.0 mm
Densidade de corrente pelas grades:	116 A/m ²
Diâmetro da secção de saída:	5 cm
Corrente do feixe de ions:	100 mA
Diâmetro dos furos das grades:	1.4 mm
Comprimento da câmara de ionização:	10 cm
Campo magnético no centro da câmara:	60 G
Fontes de alimentação	
Vaporizador:	10V/5A
Aquecedor do catodo:	10V/5A
Descarga do catodo:	80V/8A
Campo magnético:	10V/5A
Grade de separação:	1.500/100 mA
Grade de aceleração:	1.500/100 mA
Aquecedor do neutralizador:	10V/5A
Neutralizador:	10V/100 mA

Na Figura 6 pode-se ver o primeiro modelo do propulsor iônico.

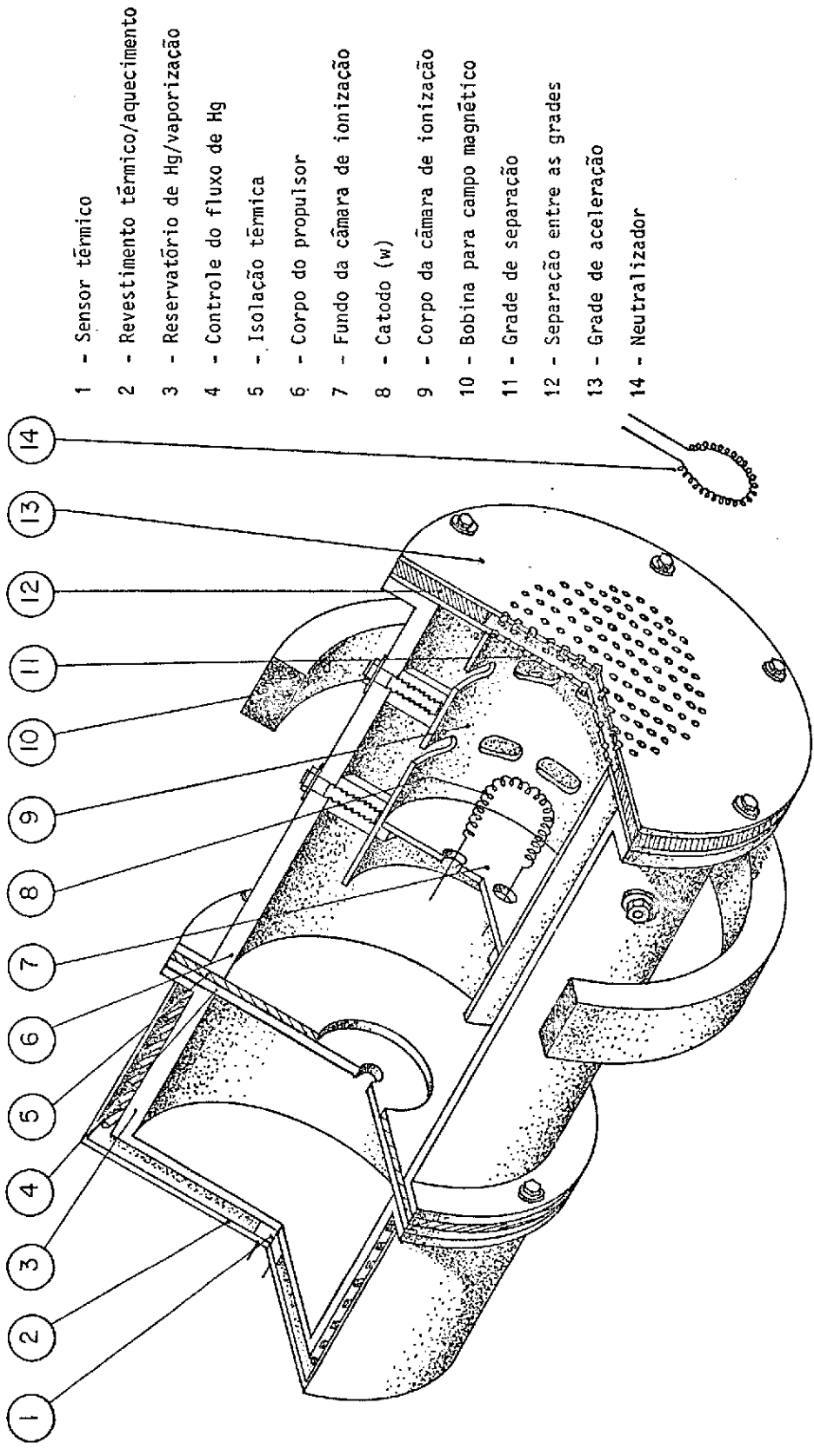


Fig. 6 - Corte do primeiro modelo do propulsor iônico

4. PARTE EXPERIMENTAL

A Figura 7 mostra a fotografia do primeiro modelo do propulsor iônico, que é constituído de: Reservatório de Hg, Vaporizador, Câmara de ionização, Grades de separação e Aceleração, Campo magnético e Neutralizador. Cada uma das partes componentes do propulsor pode ser modificada separadamente, sem alteração das demais. Desta forma, é possível otimizar cada um dos componentes do propulsor de forma simples.

Para simular as condições que serão encontradas no espaço, a câmara de testes do propulsor deve ser suficientemente grande para não interagir de forma significativa com o feixe de íons, manter uma pressão de 10^{-6} torr no máximo e possuir um sistema que assegure que todo o mercúrio expelido pelo propulsor não interfira com o feixe. O feixe de íons será estudado em uma câmara com 85 cm de diâmetro por 120 cm de comprimento e resfriamento criogênico, o propulsor estará instalado em uma câmara menor acoplada à primeira por uma válvula tipo pêndulo, que permite que a câmara menor possa ser aberta e fechada sem que o vácuo na câmara principal seja perdido.

Pretende-se realizar os testes de empuxo, consumo de propelente, impulso específico e outras condições de operação no início de 1984, sendo que até 1985 espera-se ter dados suficientes para construir um segundo modelo mais aprimorado.

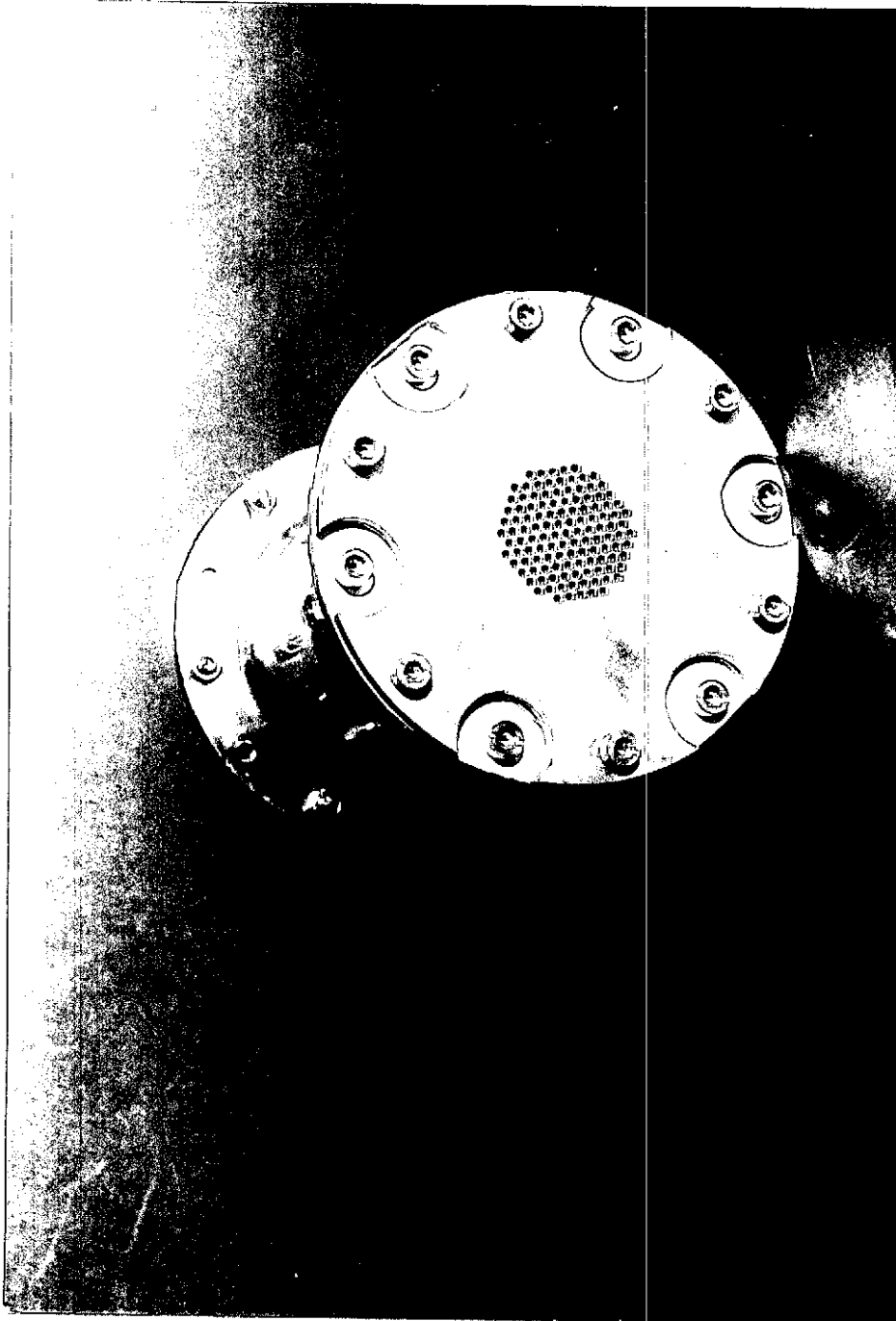


Fig. 7 - Foto do primeiro modelo do propulsor iônico.