



PALAVRAS CHAVES/KEY WORDS
 AUTORES/AUTHORS
 Propulsor Iônico
 Feixe de íons

AUTORIZADA POR/AUTHORIZED BY

 Gerson Otto Ludwig
 Chefe do LAP

AUTOR RESPONSÁVEL
RESPONSIBLE AUTHOR

 Gilberto Marrega Sandonato

DISTRIBUIÇÃO/DISTRIBUTION
 INTERNA / INTERNAL
 EXTERNA / EXTERNAL
 RESTRITA / RESTRICTED

REVISADA POR / REVISED BY

 J.J. Barroso de Castro

CDU/UDC
 629.7.03

DATA / DATE
 Novembro, 1989

TÍTULO/TITLE	PUBLICAÇÃO Nº PUBLICATION NO INPE-4973-RPE/605
	ESTUDO DA VIABILIDADE DE TESTES DE UM MICROPROPULSOR IÔNICO EM SATÉLITES DA MECB.
AUTORES/AUTHORSHIP	Gilberto Marrega Sandonato Antonio Montes Filho Gerson Otto Ludwig José Leonardo Ferreira Júlio Guimarães Ferreira

ORIGEM ORIGIN
LAP

PROJETO PROJECT
PION

Nº DE PAG. NO OF PAGES 59	ULTIMA PAG. LAST PAGE 52
VERSÃO VERSION	Nº DE MAPAS NO OF MAPS

RESUMO - NOTAS / ABSTRACT - NOTES

Este trabalho trata da avaliação técnica da possibilidade de ser testado um propulsor iônico por bombardeio eletrônico em xenônio em um dos satélites em desenvolvimento dentro da Missão Espacial Completa Brasileira (MECB). A finalidade de tal propulsor está relacionada com o controle de atitude ou correção de órbita de pequenos satélites geoestacionários.

OBSERVAÇÕES / REMARKS

ABSTRACT

A technical evaluation of a electron bombardment ion thruster, using inert gases, to be tested in one of the satellites under development by the Brazilian Complete Space Program (MECB) is made here. This thruster is intended to be used in the attitude control or orbit transfer of small geostationary satellites.

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
LISTA DE FIGURAS	<i>v</i>
LISTA DE TABELAS	<i>vii</i>
1 - Conceito de propulsão	1
2 - Propulsor Iônico e a MECB	7
3 - Descrição do princípio e dos parâmetros de funcionamento do propulsor iônico por bombardeio eletrônico.....	15
4 - Dimensionamento do propulsor iônico	20
4.1 - Câmara de descarga	22
4.2 - Sistema de grades	23
4.3 - Configuração de confinamento magnético multidipolar superficial para o protótipo de propulsor iônico	28
4.4 - Sistema elétrico	35
4.5 - Massa total do sistema de propulsão iônica	42
4.6 - Síntese das características do propulsor iônico proposto ...	45
5 - Conclusão	49
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	51

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
1 - Protótipo do propulsor iônico; protótipo do propulsor instalado na câmara de testes provisória (a), propulsor em funcionamento (b)	9
2 - Situação considerada no estudo do efeito de um propulsor iônico de 1mN sobre a dinâmica do satélite: rotação (a) e transferência de órbita (b)	12
3 - Variação da densidade atmosférica máxima com a altitude	14
4 - Esquema de funcionamento do propulsor iônico	16
5 - Parâmetros de funcionamento para um propulsor iônico a xenônio	21
6 - Parâmetros geométricos e distribuição de potencial típica de um sistema de duas grades para a extração de um feixe iônico	24
7 - Parâmetros para cálculo das propriedades do sistema de grades: subdivisão da seção transversal da grade do propulsor em regiões de mesma área (a), variação da densidade de íons para um propulsor de 30cm (b), ângulo de divergência e fator de divergência em função da perveância normalizado por furo (c) e (d).	27
8 - Densidade de plasma em função da pressão do gás neutro para três configurações de campo superficial	29
9 - Densidade de elétrons primários em função da energia para três configurações de campo superficial	30
10 - Componente B_0 do campo magnético medido ao longo da linha que une os centros de duas colunas de ímãs permanentes, em função da posição axial para três configurações diferentes. Os pontos na figura do canto superior direito referem-se à região onde estas medidas foram feitas	31
11 - Densidade de plasma em função do número de colunas de ímãs permanentes	32
12 - Distribuição de campo magnético interno à câmara de ionização do propulsor para uma configuração do tipo cuspide de linha cheia com quatro colunas de ímãs permanentes, corte transversal (a) e corte longitudinal (b)	34
13 - Diagrama de blocos do sistema elétrico do propulsor	35
14 - Esquema de ligações das fontes do propulsor iônico	37
15 - Potência consumida para diversas hipóteses de custo de produção de íons, em função do potencial do feixe	40
16 - Concepção estrutural adotada para o propulsor proposto para aplicação na MECB	47

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
1 - Valores de impulso específico e velocidade de exaustão para diversos sistemas de propulsão	2
2 - Propulsores iônicos e respectivos programas internacionais ...	5
3 - Propulsores iônicos qualificados para missões espaciais	6
4 - Parâmetros de funcionamento do primeiro protótipo de propulsor iônico (PION I)	8
5 - Especificação adotada como ilustrativa do propulsor iônico a ser testado em um dos vôos da MECB	11
6 - Dados das performances de propulsores a mercúrio e xenônio	19
7 - Valores representativos dos parâmetros de operação de um propulsor de 5cm usando gases inertes	19
8 - Comparação dos parâmetros de funcionamento obtidos por extrapolação das curvas da Figura 5 e da Tabela 7	22
9 - Parâmetros característicos para o sistema de aceleração com duas grades	28
10 - Valores para os parâmetros α_a , α_m e α_p obtidos de diversas fontes	44
11 - Parâmetros característicos do propulsor iônico proposto para aplicação na MECB	46
12 - Materiais selecionados para a construção dos componentes do propulsor iônico proposto para aplicação na MECB	48

...

1 - CONCEITO DE PROPULSÃO

O conceito de propulsão espacial pode ser caracterizado pela variação do momento de um satélite de massa total M_S , devido a um incremento em velocidade Δv (Fearn and Wallace, 1987). Se a massa do propelente requerida para a missão for m_p , e a velocidade efetiva de exaustão com que a massa é expelida for v_p , então por conservação de quantidade de movimento tem-se:

$$m_p = \frac{M_S \Delta v}{v_p} , \text{ onde } m_p \ll M_S.$$

Desde que m_p é inversamente proporcional a v_p , o projeto de um sistema de propulsão deve ser de tal forma a maximizar a velocidade de exaustão do propelente. Uma forma alternativa para expressar esta conclusão é utilizar o conceito de impulso específico I_e , definido como a razão entre o empuxo $T = \eta_u \dot{m}_p v_p$ e a taxa de utilização do propelente (\dot{m}_p), expressa em termos de peso ao nível do mar, ou seja:

$$I_e = \frac{T}{\dot{m}_p g} = \eta_u \frac{v_p}{g} \quad (1)$$

onde g é a aceleração da gravidade terrestre e η_u é a eficiência de utilização do propelente. Utilizando $v_p = g I_e / \eta_u$ na equação de m_p , tem-se então:

$$m_p = \frac{M_S \Delta v}{g I_e} \quad (2)$$

Se a condição $m_p \ll M_S$ não for obedecida, a Equação (2) não pode ser utilizada. Neste caso, deve-se aplicar então a conhecida equação do movimento do foguete. Esta equação é obtida igualando-se a taxa instantânea de variação de quantidade de movimento à força aplicada, e integrando com relação ao tempo, resultando em:

$$\Delta v = \eta_u v_p \ln (M_0/M_f) = \eta_u v_p \ln (M_0/(M_0 - m_p))$$

onde M_0 e M_f são as massas inicial e final do veículo, respectivamente. Esta última expressão mostra claramente a importância de obter-se os maiores valores possíveis para a velocidade de exaustão do propelente, pois para conseguir-se um incremento de velocidade Δv , é mais efetivo aumentar v_p do que utilizar mais propelente, já que Δv é relacionado logaritmicamente com m_p .

A Tabela 1 mostra um resumo dos impulsos específicos e velocidades de exaustão possíveis para uma variedade de sistemas de propulsão tanto em uso na atualidade, como propostos para uma futura aplicação. É interessante observar que o menor impulso específico é obtido através da propulsão com jato de gás frio (66 seg.), enquanto que o maior é obtido empregando-se propulsão iônica (2000 seg.).

TABELA 1

VALORES DE IMPULSO ESPECÍFICO E VELOCIDADE DE EXAUSTÃO PARA DIVERSOS SISTEMAS DE PROPULSÃO

System Type	Specific Impulse (sec)	Exhaust Velocity (km/s)
Cold Gas Jet (Propane)	~ 66	~ 0.65
Solid Propellant	210-330	2.1-3.2
Conventional Bi-propellant	300-460	2.9-4.5
Exotic Bi-propellant	410-610	4.0-6.0
Liquid Oxygen/Liquid Hydrogen	≤ 475	≤ 4.66
Monopropellant (Hydrazine)	170-300	1.7-2.9
Power Augmented Hydrazine	285-330	2.8-3.2
Hydrogen Resistojet	≤ 815	≤ 8.0
Electric Propulsion (Current Performance)	2000-20000	20-200

FONTE: Fearn, D.G.; Wallace, N.C. 1987.

Devido às suas características, o conceito de propulsão iônica surgiu nos Estados Unidos já em 1906 através de algumas notas escritas pelo pioneiro em foguete Dr. Robert H. Goddard, o qual, juntamente com seus estudantes, iniciou as experiências preliminares em propulsão eletrostática em 1916.

Em 1929 foram revelados os primeiros estudos relativos ao uso da propulsão elétrica em missões espaciais através do livro escrito por Herman Oberth (Brewer, 1970).

No período de 1949 a 1957 pesquisadores isolados estudaram esta nova área em propulsão de veículos espaciais e em 1957 havia um potencial de suporte teórico já estabelecido capaz de prover as bases de trabalhos experimentais. Este novo campo de pesquisa foi rapidamente desenvolvido a partir desta data, pois houve um grande incentivo por parte do governo federal americano através de contratos de trabalho com diversos laboratórios com condições de atuar nesta área.

A primeira fonte de íons foi desenvolvida por A.T. Forrester em 1959, operando por ionização de césio por contato. Em 1960 Harold Kaufman conseguiu operar com sucesso uma fonte de íons do tipo bombardeio eletrônico, num dos laboratórios americanos voltados para a pesquisa em propulsão elétrica, estando entre os mais destacados, laboratórios como o General Electric, Thomson Ramo-Walldridge, Lewis Flight Laboratory (Brewer, 1970).

Toda esta intensa atividade de pesquisa estava voltada para a comprovação da viabilidade de aplicação de propulsores elétricos em missões espaciais. Os testes realizados revelaram resultados de vida útil de até 8000 horas em funcionamento contínuo, reforçando a confiabilidade da utilização destes propulsores em missões espaciais de longa duração.

O primeiro teste americano de lançamento foi realizado em julho de 1964, no qual se empregou um veículo lançador do tipo SCOUT. O satélite lançado foi o SERT I (Space Electric Rocket Test) provido com dois propulsores iônicos eletrostáticos, sendo um do tipo ionização de césio.

sio por contato e outro do tipo ionização de mercúrio por bombardeio eletrônico. Neste primeiro teste de qualificação, o propulsor por bombardeio eletrônico funcionou durante 31 minutos e o propulsor de ionização por contato não conseguiu entrar em operação por falhas no sistema de alimentação elétrica. Esse foi então o primeiro sucesso obtido com propulsores elétricos de qualquer espécie (Brewer, 1970). Desde então a Europa, o Japão e a Rússia também iniciaram suas pesquisas em propulsão iônica.

Na Tabela 2 estão relacionados os tipos de propulsores já vinculados a missões espaciais de uma forma geral. As características de funcionamento e construção de alguns dos propulsores qualificados para missões espaciais estão relacionadas na Tabela 3. Deve-se ressaltar que os únicos testes em vôo, com resultados conhecidos, efetivamente realizados com propulsores do tipo eletrostático, isto é, com propulsores iônicos do tipo pesquisado no INPE, foram os testes efetuados durante as missões SERT-I e SERT-II (EUA) e ETS-III (Japão).

TABELA 2

PROPULSORES IÔNICOS E RESPECTIVOS PROGRAMAS INTERNACIONAIS

DATA	AGÊNCIA	MISSÃO	TIPO DE PROPULSOR	EMPUXO (mN)	OBSERVAÇÃO
1964 jul	NASA	SERT I	Hg (Kaufman) Cs (contato)	25 e 7	B/T/e + n
1964 dez	USSR	ZOND 2	6 Teflon-PPT	?	R/T/?
1965	NASA	Snapshot	Cs (contato)	8,9	S/T/e
1966	USSR	4YANTAR	Ar, N (bombardeio eletrônico)	?	B/T + M/?
1968	USAF	LES-6	Teflon-PPT	0,002	S/T
1969 /70	USSR	2 ION	Cs (contato)	8,2	B/T/?
1970	NASA	SERI II	2 Hg (Kaufman)	28 (cada)	S/T/e:n
1971 /79	USSR	METEOR 10	Xe (Hall) Hg (Kaufman)	18 e 24	S/T(M)/e
1974	NASA	ATS-6	2 Cs (bom. eletr.)	4,5 (cada)	S/T/n
1975	USSR	KOSMOS 728	K-MPD (camp. maq. ext.)	60	S/C/e
1975 /76	USNAVY	TIP 2+3	2 Teflon-PPT	0,4 (cada)	S/T
1977	JAPÃO	K-9M58	NH-MPD	?	B/T
1978	USAF	SPIBS	Xe-Pening	?	B/C
1980	JAPÃO	MS-T4	2 NH MPD	?	S/T
1981 /82	USAF	NOVA	TEFLON-PPT	4,45	S/T/(M)
1981 /82	JAPÃO	ETS4e3	Hg(Kaufman),	1,75e?	Sh/T/C
1981 /82	USA	P80-1	2SIT-8, Hg(Kaufman)	5(cada)	Sh/C/?
1982	JAPÃO	SpaceLab	Ar-MPD	4000	Sh/C/?
1983	RFA	TV-SATA3	2Hg-hf RITA	10(cada)	S/E/I

(B=balístico, S=satélite, Sh=ônibus espacial, R=sonda espacial, M=militar, T=testes de empuxo, C=experimento científico, e=sucesso, n=fracasso, I=interrompido, ?=não há dados suficientes).

FONTE: Loeb, H. (1981).

TABELA 3

PROPULSORES IÔNICOS QUALIFICADOS PARA MISSÕES ESPACIAIS

	RIT 10	RIT 35	SIT 8	900 EM	5 cm-EM	FEEP
	rf-motors		Hg-kaufman-motors			
country	BRD	BRD	USA	USA	Japan	ESA
institution	DFVLR+MBB +Univ. Giessen	Univ. Giessen	NASA LeRC + Hughes	NASA LeRC + Hughes	MASDA+ NAL+ETL	ESTEC+SEP +Gottman+Fuimer
ionizer diam	10 Ø	35 Ø	8 Ø	30 Ø	5 Ø	6 x 1.8
thruster diam and length, cm	16 Ø x 16	45 Ø x 22	17 Ø x 52.5	40 Ø x 23.5	~ 14 Ø x 25	-
thruster mass, kg	1.5	9.6	2.3	10.4	0.8	-
PCU-mass, kg	11.0	35 (e)	10.1	37.5	?	-
mass of thrust assembly, kg	16.3	60 (e)	16.6	62.9	?	-
ion current	126 mA	2.5 A (e)	72 mA	2.0 A	30 mA	14 mA
propellant flow rate, mg/s	0.33	5.0 (e)	0.19	4.5	0.1	0.012(e)
beam voltage, kV	1.5	1.5 (e)	1.2	1.1	1.0	11.3
beam velocity, km/s	30.7	35.1	26.5	30.0	25 (e)	115
thrust, mN	10	200	5	129	1.75	2.5
thruster power input	293 W	4.8 kW(e)	131.4 W	2.65kW	62 W	175 W
PCU-power input	375 W	5.4 kW(e)	165 W	3.0 kW	?	-
mass efficiency	0.805	0.92	0.78	0.925	0.63	0.9
thruster electric efficiency	0.655	0.78 (e)	0.66	0.79	0.47	-
thruster overall efficiency	0.53	0.72 (e)	0.51	0.73	0.29	-
lifetime demonstrated, hrs	8000	-	(15,000)	(10,000)4000	?	-
number of cycles, demonstrated	2300	-	5200	-	?	-
flight test	EURECA	-	P 80-1	-	ETS-4	-

FONTE: Loeb (1983).

Embora os propulsores tipo Kaufman tenham sido desenvolvidos empregando mercúrio como propelente, a tendência atual é a sua substituição por gases nobres, tais como o xenônio, argônio ou criptônio, devido ao menor consumo em potência e o reduzido índice de contaminação do satélite por condensação do vapor de mercúrio expelido.

Os propulsores iônicos além de serem empregados no controle de orientação norte-sul de satélites geoestacionários, podem também servir para as seguintes aplicações (Bartoli, 1988).

- 1 - *Obtenção* de órbitas de alta energia para missões espaciais de longa duração.
- 2 - *Elevação* de satélite em órbitas terrestres baixas para órbitas geoestacionárias.
- 3 - *Mudança* de altitude de satélite em órbitas terrestres baixas.
- 4 - *Manutenção* de posição de grandes plataformas espaciais.
- 5 - *Compensação* da força de arrasto que atua em satélite de baixas órbitas e em estações espaciais.
- 6 - *Controle* ultrafino de atitude e órbita de satélites.
- 7 - *Controle* do carregamento elétrico de veículos espaciais, particularmente de satélites geoestacionários.
- 8 - *Manutenção* da posição de satélites geoestacionários de reserva, com gasto mínimo de propelente.
- 9 - *Descarte* de satélites geoestacionários danificados ou com vida útil encerrada transferindo-os para órbitas seguras ou de reentrada.

2 - O PROPULSOR IÔNICO E A MECB

O protótipo de um propulsor iônico vem sendo testado nas dependências do Laboratório Associado de Plasma (LAP) desde 1985 (Sandonato et al., 1987) a partir da experiência adquirida em plasmas gerados por descarga termo-iônica na máquina de plasma quiescente (PQUI) do LAP (Ferreira, 1986). Este protótipo, no entanto, está sen

do desenvolvido como um experimento científico, não tendo portanto, os a primoramentos de um modelo para se utilizar em missões espaciais. Entretanto, foi possível obter alguns parâmetros de funcionamento significativos, os quais estão relacionados na Tabela 4.

O protótipo do propulsor em desenvolvimento instalado em sua câmara provisória de teste (câmara PQUI II), pode ser visto na Figura 1 (a). A Figura 1 (b) mostra o propulsor em funcionamento.

TABELA 4

PARÂMETROS DE FUNCIONAMENTO DO PRIMEIRO PROTÓTIPO DE PROPULSOR IÔNICO (PION I).

Taxa de consumo de propelente ($\mu\text{g/s}$)	65
Densidade de plasma (m^{-3})	7×10^{14}
Densidade do gás neutro (m^{-3})	5×10^{18}
Pressão na câmara de descarga (mbar)	$1,5 \times 10^{-4}$
Corrente de descarga (A)	1,0
Tensão de descarga (V)	50
Corrente de feixe (mA)	13
Tensão de aceleração (V)	500
Empuxo calculado (mN)	0,26
Transparência da grade (%)	55
Campo magnético superficial (G)	800
Tipo de confinamento magnético	Multicúspide axial e azimutal
Catodo	Filamento de W (diam. = 400 μm)
Gás propelente	Argônio
Dimensões da câmara de descarga	D = 7,3 cm e L = 14,4 cm

Tomando como exemplo um satélite da MECB de pequeno porte, ou seja, com uma massa em torno de 200 kg e com uma potência elétrica disponível de 60W, o propulsor iônico que se enquadra dentro desta perspectiva pôde fornecer um empuxo da ordem de 1 mN. Para empuxos maiores que 1 mN o consumo de potência será mais elevado. Note-se que este valor corresponde a um aumento de apenas quatro vezes o empuxo conseguido com o protótipo atual (Tabela 4).

As implicações envolvidas na utilização de um propulsor iônico de 1 mN em um dos satélites da MECB, bem como a viabilidade de sua construção, serão abordadas a seguir.

O primeiro passo no projeto de um propulsor para uso no espaço é a definição da missão que o mesmo irá cumprir. Ela vai fornecer os elementos para especificação do empuxo e do impulso específico requeridos para o propulsor. A inserção de um propulsor iônico do LAP no programa da MECB, para teste em vôo, certamente se dará, caso aprovada, dentro de restrições bastante rígidas quanto ao peso máximo permitido e quanto à potência disponível para operação do propulsor. Neste contexto, os objetivos da missão devem ser suficientemente modestos para serem compatíveis com estas restrições e deverão ser sempre discutidos prevendo a utilização de um propulsor de pequeno porte. Uma missão com características semelhantes a estas foi levada a cabo no Japão (satélite ETS-III, lançado em 1982, Kitamura et. al., 1986) e será tomada como referência. Este satélite foi lançado em uma órbita quase circular a cerca de 1000 km de altitude, pesando no lançamento 385 kg e levando a bordo quatro experimentos tecnológicos, um dos quais o subsistema de propulsão iônica. Este, por sua vez, compunha-se de dois propulsores, com suas respectivas unidades de potência, e de uma unidade de controle. Os dois propulsores, idênticos, operavam com mercúrio e geravam, em condições nominais de operação, feixes de 5 cm de diâmetro, 30 mA de corrente com uma energia de 1 keV, dando um empuxo de 2 mN a um impulso específico de 2200 s para cada propulsor. Cada um deles consumia 68 W de potência e pesava 0,8 kg, não incluindo as unidades de potência (ver Tabela 2, Kitamura et. al., 1986). Com base nestes números serão adotadas para efeito da discussão que se segue as seguintes especificações da Tabela 5.

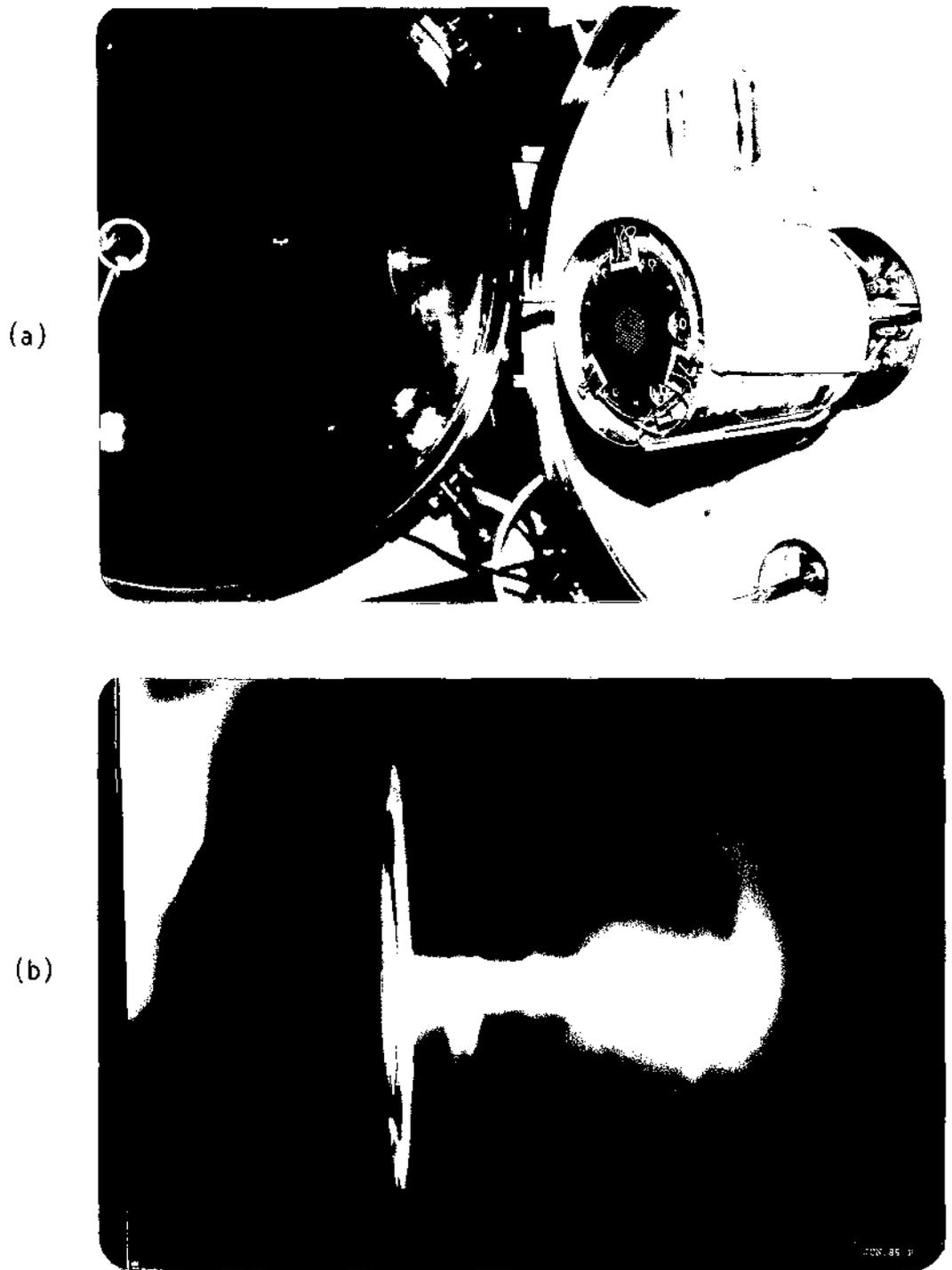


Fig. 1 - Protótipo do propulsor iônico:

- (a) Protótipo do propulsor instalado na câmara de testes provisória.
- (b) Propulsor em funcionamento.

TABELA 5

ESPECIFICAÇÃO ADOTADA COMO ILUSTRATIVA DO PROPULSOR IÔNICO A SER TESTADO EM UM DOS VÔOS DA MECB

Eficiência de utilização do propelente (η_u)	70%
Empuxo (T)	1 mN
Energia dos íons (E)	1000 eV
Impulso específico efetivo (I_e)	2737 s
Propelente	Xenônio ($m = 131.30$)

Embora os números exatos possam variar com a definição do caráter da missão, os valores escolhidos são bastante representativos do que seria a especificação final de um propulsor iônico passível de inclusão na MECB.

Antes de examinar mais detalhadamente os valores característicos para os parâmetros relevantes, do ponto de vista de uma missão espacial, de um propulsor com as especificações acima, serão apresentados alguns exemplos dos efeitos que um propulsor deste porte seria capaz de provocar na dinâmica dos satélites da MECB. Por simplicidade, será suposto nestes cálculos que estes satélites possam ser representados por cilindros maciços de raio $R = 50$ cm e massa $M_S = 200$ kg, com o propulsor preso à superfície lateral (Figura 2 (a)). O momento de inércia do cilindro é:

$$I = M_S \cdot R^2/2 = 25 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

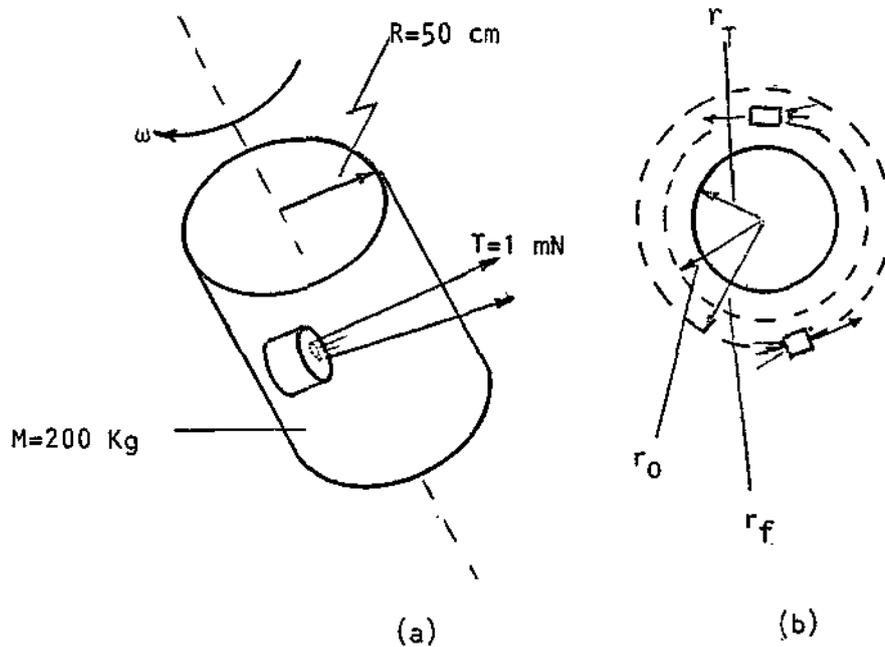


Fig. 2 - Situação considerada no estudo do efeito de um propulsor iônico de 1 mN sobre a dinâmica do satélite: rotação (a) e transferência de órbita (b).

A aceleração angular imprimida ao satélite pelo torque exercido pelo propulsor de empuxo $T=1\text{ mN}$ será:

$$d\omega/dt = \tau/I = T \cdot R/I = 1,1 \times 10^{-2} \text{ rpm/min} \quad (4)$$

Portanto, após uma hora de operação contínua do propulsor, a rotação do satélite terá sofrido um aumento $\Delta\omega = 0.7\text{ rpm}$. Este valor é comparável ao que será proporcionado aos satélites de coleta de dados da MECB pela bobina magnética prevista para atuar com esta finalidade.

Para examinar agora o efeito do propulsor na órbita do satélite, considere-se que o empuxo produzido seja sempre dirigido tangencialmente à órbita (Figura 2 (b)). Pode-se mostrar (Brewer, 1970) que as massas final e inicial do satélite obedecem à relação (supondo órbitas circulares):

$$\begin{aligned} M_f/M_0 &= \exp \left\{ (r_T/g)^{1/2} / I_e \cdot [(r_T/r_f)^{1/2} - (r_T/r_0)^{1/2}] \right\} = \\ &= \exp \{ 806,5s/I_e \cdot [(r_T/r_f)^{1/2} - (r_T/r_0)^{1/2}] \} \end{aligned} \quad (5)$$

onde r_0 e r_f são raios das órbitas inicial e final respectivamente, M_0 e M_f são, analogamente, massa inicial e massa final, I_e é o impulso específico do propulsor, g é a aceleração da gravidade local e r_T é o raio da Terra. A massa total do satélite na órbita final (M_f) difere da massa inicial M_0 devido à massa expelida de propelente, à taxa $\dot{m}_p = T/n_u v_p$ durante o intervalo de tempo $\Delta t = t_f - t_0$. Logo, o tempo de operação do propulsor correspondente à perda de massa $\Delta M = M_f - M_0$ será $\Delta M/\dot{m}_p$, ou seja (ver Equação 1):

$$\Delta t = \frac{g \cdot I_e}{T} \Delta M \quad (6)$$

Tomando o raio da Terra $r_T = 6378\text{km}$ e os valores especificados para o propulsor na Tabela 5, e supondo que o propulsor seja usado para levar o satélite de uma órbita a 450 km para outra a 640 km de altitude (órbitas de "injeção" e final do satélite SSR1, respectivamente), obtém-se $M_f/M_0 = 0,996$, o que, para uma massa inicial de 200kg, implica em $\Delta M = 0,77\text{kg}$ e portanto $\Delta t = 5,7 \times 10^3$ horas = 239 dias.

Para comparação, os propulsores a hidrazina previstos no satélite SSR1 devem executar a mesma tarefa em, no máximo, 15 dias de manobras no apogeu e perigeu, consumindo cerca de 20kg de propelente. Estes cálculos não levam em consideração o efeito do arrasto atmosférico que, às altitudes consideradas acima, pode ser ainda relevante. A força de arrasto sobre um satélite de seção reta S e velocidade v_s é dada por (Fearn & Wallace, 1987):

$$F_a = (C_a/2) \cdot S \cdot \rho \cdot v_s^2 \quad (7)$$

onde ρ é a densidade atmosférica em kg/m^3 e C_a é o coeficiente de arrasto aerodinâmico para o corpo em questão, que será suposto da ordem de 2. O valor de ρ para uma dada altitude varia com a atividade solar durante o ciclo solar de 11 anos, podendo esta variação atingir uma ordem de grandeza. Um máximo de densidade deverá ocorrer em 1992 e um mínimo em 1998 - 1999.

A Figura 3 mostra o perfil de densidade na época do máximo (Fearn & Wallace, 1987) e a variação da força de arrasto com a altitude calculada para órbitas circulares. Esta figura mostra que a 450 km de altitude um corpo como o da Figura 2, cuja base tem uma área de $0,8 \text{ m}^2$, sofre um arrasto máximo de $0,5 \text{ mN}$. Embora cálculos mais exatos devam ser efetuados em eventuais casos concretos, é provável que um propulsor iônico com empuxo de apenas 1 mN seja capaz de elevar a órbita de um satélite da MECB a partir de 450 km de altitude.

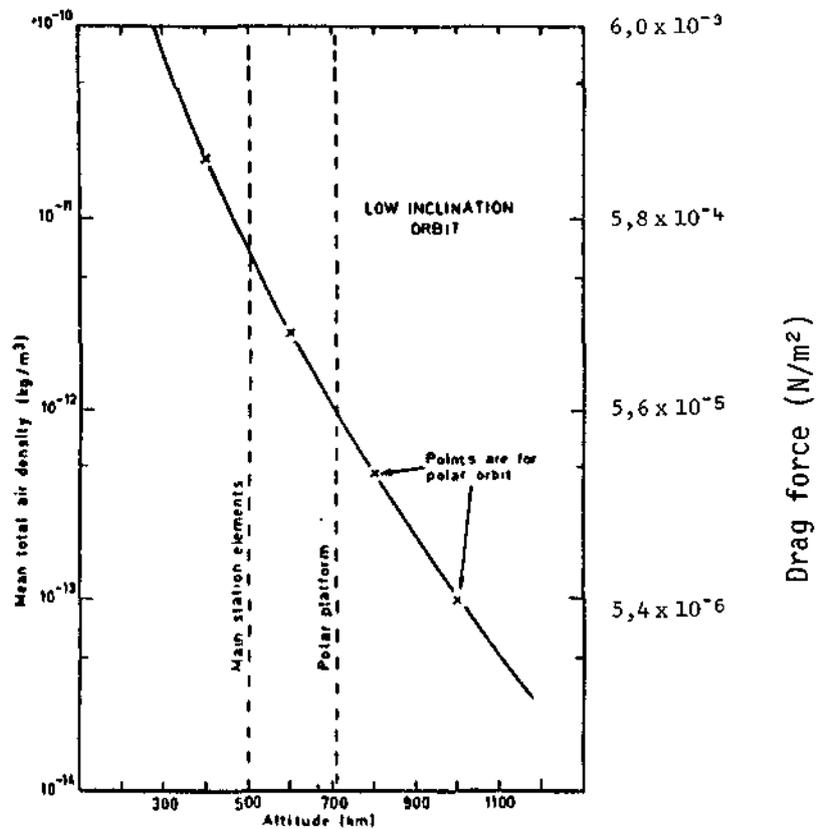


Fig. 3 - Variação da densidade atmosférica máxima com a altitude.

FONTE: Fearn & Wallace (1987).

Embora propulsores deste porte não sejam eficientes para efetuar a transferência de órbita de 450 km a 600 km de altitude prevista para o SSR1, devido ao tempo envolvido (que é maior ainda que os 239 dias calculados, devido ao arrasto), estes cálculos mostram que ele poderá exercer uma influência fácil de detectar na dinâmica orbital do satélite.

A breve discussão anterior teve o objetivo de salientar os aspectos característicos de propulsores iônicos e, em particular, do propulsor iônico que será discutido adiante, com relação à sua aplicação no controle de atitude e de órbita de um satélite. Os exemplos apresentados mostram claramente que tais propulsores se caracterizam por empuxos bastante baixos, acarretando por conseguinte manobras lentas comparadas às efetuadas com propulsores químicos. Os propulsores iônicos no entanto podem ser operados continuamente por longos períodos de tempo e com um consumo de propelente bastante reduzido comparado ao dos propulsores a hidrazina, por exemplo.

Uma análise mais detalhada do propulsor iônico como um sistema de controle de órbita ou de atitude de satélites será apresentada oportunamente associada à discussão das possíveis alternativas para a inclusão de um teste em voo do propulsor iônico em uma das missões espaciais brasileiras previstas para os próximos anos.

3 - DESCRIÇÃO DO PRINCÍPIO E DOS PARÂMETROS DE FUNCIONAMENTO DO PROPULSOR IÔNICO POR BOMBARDEIO ELETRÔNICO.

O propulsor eletrostático funciona por ionização do gás propelente, gerando um plasma relativamente denso (1.0×10^{11} partículas/cm³) em uma câmara de descarga apropriada. A extração dos íons é feita posteriormente por meio de um par de eletrodos em forma de grade. A ionização do gás propelente pode ser feita de diversas maneiras (Sandonato e outros, 1987). Em particular, pode-se utilizar elétrons provenientes da emissão termo-iônica de filamentos ou mesmo de catodos especiais, como é o caso dos catodos ocos. Para aumentar a eficiência na ionização, utiliza-se um confinamento magnético de forma a evitar ao máximo que estes elétrons sejam perdidos pela superfície do anodo. A extração de um feixe de íons, geralmente positivos, vai gerar um excesso de carga negativa no satélite caso não haja a devida compensação da carga positiva ejetada. Para isto, utiliza-se um dispositivo emissor de elétrons denominado neutralizador. O esquema do funcionamento global do propulsor iônico pode ser visto na Figura 4.

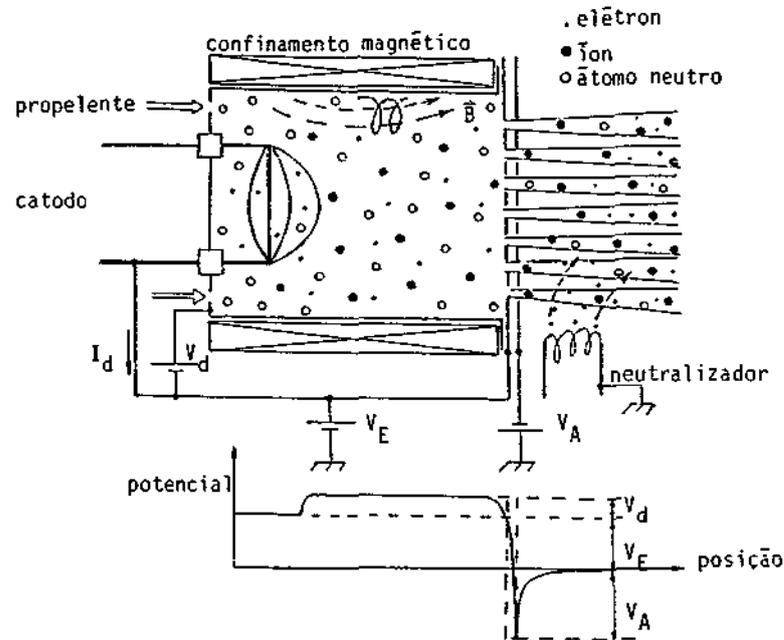


Fig. 4 - Esquema de funcionamento do propulsor iônico

O desempenho de um propulsor iônico é determinado basicamente pela eficiência de utilização do propelente e pelo gasto de energia para produzir o feixe de íons. A energia gasta para produzir cada íon do feixe é obtida dividindo-se a potência dissipada na câmara de descarga pela corrente do feixe, ou seja:

$$E_b = \frac{I_d - I_f}{I_f} V_d \quad (\text{eV/ion} = W/A) \quad (8)$$

A corrente do feixe (I_f) na Equação (8) é subtraída da corrente descarga (I_d) pois a energia eV_d recebida pelos íons, ao serem acelerados e extraídos do plasma pela primeira grade, se torna energia útil do feixe, não sendo portanto dissipada na câmara de descarga.

A eficiência de utilização do propelente (η_p) é definida como a razão entre a corrente de feixe (I_f) e a taxa de fluxo de propelente (\dot{m}_p), ou seja:

$$n_u = \frac{I_f}{\dot{m}_p} \quad (9)$$

O consumo em potência por íon do feixe está relacionado com a eficiência de utilização do propelente, através da seguinte equação (Brophy, J.R. 1984):

$$E_p = E_p^* \cdot (1 - \exp(-C_0 \cdot \dot{m}_p \cdot (1 - \eta_u))) \quad (10)$$

$$E_b = E_p/F_b + (F_c/F_b) \cdot V_d$$

sendo C_0 o fator de utilização dos elétrons primários dado por:

$$C_0 = \frac{4 \cdot \sigma_0 \cdot \lambda_e}{e \cdot v_0 \cdot A_g \cdot \phi_0} \quad (Aeq^{-1}) \quad (11)$$

$$F_c = I_c/I_p$$

$$F_b = I_f/I_p$$

onde:

σ_0 = seção de choque para ionização de átomos neutros por elétrons primários (m^2)

λ_e = comprimento de confinamento para os elétrons primários (m)

v_0 = velocidade do átomo neutro (m/s)

e = carga eletrônica ($1,6 \times 10^{-19} C$)

A_g = área de grade (m^2)

ϕ_0 = transparência da grade aos átomos neutros

I_f = corrente de feixe (A)

I_c = corrente iônica para os potenciais do anodo (A)

I_p = corrente de produção de íons (A)

E_p^* = gasto de energia mínimo por íon, dado por:

$$E_p^* = \frac{E_0 + E_m}{1 - [(eV_c + E_m)/eV_d]} \quad (eV) \quad (12)$$

onde:

E_0 = consumo médio de energia para geração dos íons no plasma, considerando processos de ionização e excitação (eV)

E_m = energia média dos elétrons Maxwellianos perdidos para o anodo (eV)

V_c = potencial (relativo ao potencial do catodo) no qual os elétrons são acelerados para tornarem-se primários (volts)

V_d = potencial de descarga (volts)

Todas as grandezas envolvidas nas Equações 8-12 são de fácil determinação ou obtidas experimentalmente, exceto o comprimento de confinamento dos elétrons primários (λ_e), pois este depende da configuração do campo de confinamento magnético e dos processos colisionais de maior relevância que ocorrem na câmara de descarga do propulsor. Este fator serve então para ajustar o modelo (Equação 10) aos dados experimentais. Com isso, observa-se que o modelo de Brophy pode representar muito bem o desempenho de um dado propulsor.

A eficiência total de um propulsor (η_t) está relacionada com a eficiência de utilização do propelente (η_u) através de (Kaufman, 1971):

$$\eta_t = \frac{T^2}{2 \cdot \dot{m}_i \cdot P} \quad \eta_u = \eta_e \cdot \eta_u \quad (13)$$

onde T é o empuxo (N), \dot{m}_i o fluxo de propelente ionizado (kg/s) e P é a potência total (watts), e η_e a eficiência de conversão de potência elétrica.

Pode-se comparar os valores para os parâmetros de funcionamento descritos pelas Equações 8-12, entre propulsores a mercúrio e a xenônio, através dos dados da Tabela 6. Note-se que o propulsor T4A (xenônio) apresenta uma faixa de empuxo mais abrangente, um impulso específico e uma eficiência total maiores com consumo de energia por íon do feixe comparável aos dos outros propulsores que empregam o mercúrio como propelente. Estes fatores aliados ao efeito de contaminação do satélite pela condensação do mercúrio ejetado, fazem com que o xenônio seja o propelente mais recomendável nas missões espaciais. No entanto o xenônio não é o único gás nobre que pode ser empregado eficientemente como propelente. Na Tabe

la 7 pode-se comparar os parâmetros de funcionamento para propulsores em pregando argônio, kriptonio e xenônio.

TABELA 6

DADOS DA PERFORMANCE DE PROPULSORES A MERCÚRIO E A XENÔNIO

	T4A (mercury)	T5 (mercury)	T4A (xenon)
Beam energy (V)	940	940	940
Thrust (mN)	10.5 (10.3)	10.5 (10.2)	11.4 (11.2/10.9)
Demonstrated thrust range (mN)	7-17	7-17	3.5-24.5
Exhaust velocity, singly-charged ions (km/s)	30	30	37
Specific impulse (s)	2744 (2635)	2879 (2730)	3405 (2816/2666)
Total input power (W)	223	229	275
Power/thrust ratio (W/mN)	21.3 (21.7)	21.4 (21.8)	24.1 (24.6/25.2)
Total mass flow rate (μg/s)	0.390 (0.400)	0.370 (0.382)	0.341 (0.360)
Energy cost per beam amp (W/A)	237 (287)	233 (266)	240 (247/261)
Electrical efficiency (%)	70.7	70.4	76.9
Mass utilisation efficiency (%)	89.5 (84.0)	93.9 (87.6)	89.8 (82.7/78.3)
Total efficiency (%)	63.3 (59.4)	66.1 (61.7)	69.1 (63.6/60.2)
Semi-angle of beam at 95% of beam current (deg)	<11	<11	9.5

NOTES: (a) Values given in brackets have been corrected for doubly-charged ions, keeper electrode power and neutraliser mass flow rate, as appropriate. The xenon data have been derived for two extreme values of the doubly-charged ion content of the beam, 6% and 19%.

(b) The selected operating points assume a margin of stability of at least 10%, to maintain ease of control and fully stable operation.

FONTE: Fearn (1986).

TABELA 7

VALORES REPRESENTATIVOS DOS PARÂMETROS DE OPERAÇÃO DE UM PROPULSOR DE 5 CM DE DIÂMETRO USANDO GASES INERTES

(Foi utilizado um neutralizador tipo filamento).

Nominal operating parameters	Operating values		
	Argon	Krypton	Xenon
Beam voltage, V_b , V	1000	1000	1000
Beam current, J_b , mA	87.5	54	47.2
Accelerator Voltage, V_a , V	-1000	-1000	-1000
Accelerator current, J_a , mA	0.83	0.36	0.29
Discharge voltage, V_D , V	75.5	67.5	55
Discharge current, J_D , A	0.6	0.4	0.4
Cathode keeper Voltage, V_{ck} , V	22.4	26.3	24.4
Cathode keeper current, J_{ck} , A	0.4	0.4	0.4
Cathode flow rate, J_o , mA	166	87	63
Utilization efficiency, η_u , %	52.7	65.5	74.9
Discharge loss, D_L , eV/ion	518	500	466
Thrust, F, mN	2.51	2.25	2.46
Specific Impulse, I_{sp} , sec	3730	3200	2920

FONTE: Nakamura (1982).

Embora o argônio seja o gás que apresenta a menor eficiência de utilização (η_u), é o que provoca empuxo e impulso específicos maiores. A razão de tal efeito pode ser vista através do empuxo, dado por:

$$T = I_f \cdot (2 V_N m/q)^{1/2} \quad (N) \quad (14)$$

onde V_N é a tensão total de aceleração (volts), m a massa do íon (kg), q a carga do íon (C), e I_f a corrente do feixe (A). Como a tensão do feixe foi a mesma nos três casos e a variação do empuxo com a massa é pequena pois varia com a sua raiz quadrada, o maior empuxo será obtido com a maior corrente de feixe, que é o caso do propulsor com argônio. Entretanto, dentre os gases nobres, o xenônio é o que apresenta ainda a maior eficiência de utilização de propelente, com o menor fluxo de gás.

4 - DIMENSIONAMENTO DO PROPULSOR IÔNICO

Embora o funcionamento do propulsor com argônio e kriptônio seja viável, as eficiências são muito menores do que as obtidas com mercúrio e xenônio. Com isto, para que seja possível um desempenho considerável com argônio e kriptônio, deve-se operar o propulsor com um empuxo acima de 10 mN. Isto vem a recomendar a utilização do xenônio como propelente, principalmente quando o intuito for operar um propulsor com baixo empuxo, alto índice de utilização de propelente e baixa taxa de fluxo de gás.

O propulsor iônico será dimensionado então para um empuxo de 1 mN utilizando o xenônio como gás propelente e tendo como base de comparação o respectivo propulsor da Tabela 7, utilizando uma câmara de descarga com 5 cm de diâmetro.

É possível fazer uma estimativa inicial dos parâmetros do propulsor, empregando-se as curvas da Figura 5. Extrapolando-se a curva 5 (b), obtêm-se para um empuxo de 1 mN, que o propulsor deverá operar com uma corrente de descarga de 0,15 A, com uma corrente de feixe de 20 mA e a potência total dispendida será de 50 W. Pela Figura 5(a), a eficiência de utilização do propelente deverá ser da ordem de 77% (já que $\eta_t=35\%$, $\eta_e=45\%$ e a razão potência/empuxo é 50W/mN pela Figura 5 (c)) em regime de funcionamento contínuo.

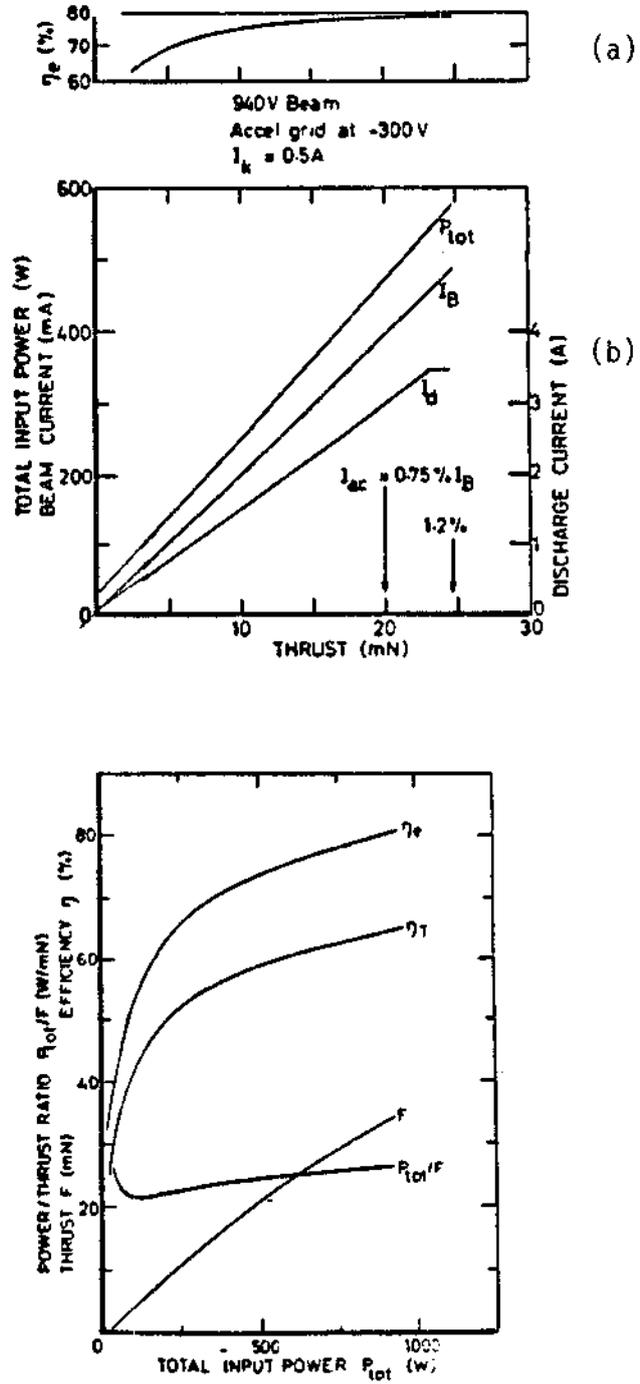


Fig. 5 - Parâmetros de funcionamento para um propulsor iônico a xenônio.
FONTE: Fearn (1986)

Para comprovar se os dados obtidos por extrapolação das curvas acima estão coerentes com o tamanho do propulsor escolhido, basta compará-los para o caso do propulsor a xenônio da Tabela 7, ou seja, para um empuxo de 2,5 mN. Na Tabela 8 pode-se comparar os resultados obtidos a partir da Figura 5 com os resultados divulgados na Tabela 7.

TABELA 8

COMPARAÇÃO DOS PARÂMETROS DE FUNCIONAMENTO OBTIDOS POR EXTRAPOLAÇÃO DAS CURVAS DA FIGURA 5 E DA TABELA 7.

DADOS	I_d (A)	I_f (mA)	P_t (W)	η_{μ} (%)	P/T (W/mN)
Figura 5	0,4	50	80	71	30
Tabela 7	0,4	47,2	69	74,9	--

A potência total para o caso do propulsor da Tabela 7 foi obtida somando-se a potência gasta na descarga e na produção do feixe iônico. O resultado assim obtido pode ser comparado com o similar da Figura 5(b), pois em ambos os casos não foi considerada a potência gasta para neutralizar o feixe. Entretanto, a potência obtida através da Figura 5(b) é um pouco maior pois neste caso o autor considerou o efeito de íons duplamente carregados e também a potência gasta no eletrodo de sustentação da descarga (keeper). Deve-se observar no entanto, que a Figura 5 não representa as curvas de funcionamento de propulsores de uma forma geral. Ela serve apenas para dar uma estimativa dos parâmetros de operação e consumo de potência para um determinado empuxo.

A seguir serão examinados os parâmetros geométricos de funcionamento de um propulsor iônico com as características da Tabela 5.

4.1 - CÂMARA DE DESCARGA

Para um empuxo de 1 mN e uma tensão total de aceleração de 1 kV, pode-se estimar a corrente de feixe de um propulsor através da Equação 14, supondo o íon de xenônio simplesmente ionizado. Desta forma a corrente de feixe deve ser $I_f=19,2$ mA. Sendo a transparência das grades ϕ_o , a área da grade A , a velocidade de Bohm v_b , tem-se que a densidade do plasma na câmara de descarga é:

$$n_e = \frac{I_f}{0,5A \phi_0 e v_b} = \frac{I_f}{d^2 \phi_0} (m_i/kTe)^{1/2} \times 3,98 \times 10^{28} \text{ (m}^{-3}\text{)} \quad (15)$$

onde m_i é a massa do íon (kg) e kTe a temperatura eletrônica em eV. Atribuindo os seguintes valores: $d=5$ cm, $\phi_0=0,6$, $kTe=2$ eV, obtêm-se $n_e=1,64 \times 10^{17} \text{ m}^{-3}$.

Utilizando um comprimento de 4 cm o volume da câmara de descarga será então: $V=78,5$ ml. Utilizando a Equação 5, obtêm-se $\eta_u=0,7$ e que a taxa de fluxo de propelente é $m_p=27,4$ mAeq. A densidade de partículas neutras do gás pode ser então calculada agora utilizando:

$$n_0 = \frac{4m_p(1 - \eta_u)}{e v_0 A_g \phi_0} \quad (16)$$

$$v_0 = (8kTe/\pi m)^{1/2}$$

Para $T=1000$ K, tem-se portanto que $n_0=4,4 \times 10^{17} \text{ m}^{-3}$, resultando em uma pressão de trabalho da câmara de descarga de 6×10^{-5} mbár.

4.2 - SISTEMA DE GRADES

O processo de extração de um feixe de íons de um plasma, empregando um par de eletrodos em forma de grades é governado por corrente limitada por carga espacial, cuja densidade de corrente é dada pela lei de Langmuir-Child, segundo a seguinte expressão:

$$J = (4/9) \epsilon_0 (2q/m_i)^{1/2} (V_T^{3/2}/l_g^2) \text{ (A/m}^2\text{)} \quad (17)$$

onde $\epsilon_0=8,85 \times 10^{-12}$ F/m, l_g é a separação entre os eletrodos (m) e V_T é a tensão de aceleração dos íons (V). O efeito de separação entre as grades é melhor representado quando substituído por um comprimento efetivo de aceleração dado por:

$$l_e = [(l_g^2 + (d_e^2/4))]^{1/2} \text{ (m)} \quad (18)$$

onde d_e é o diâmetro dos furos da grade de extração, conforme a Figura 6.

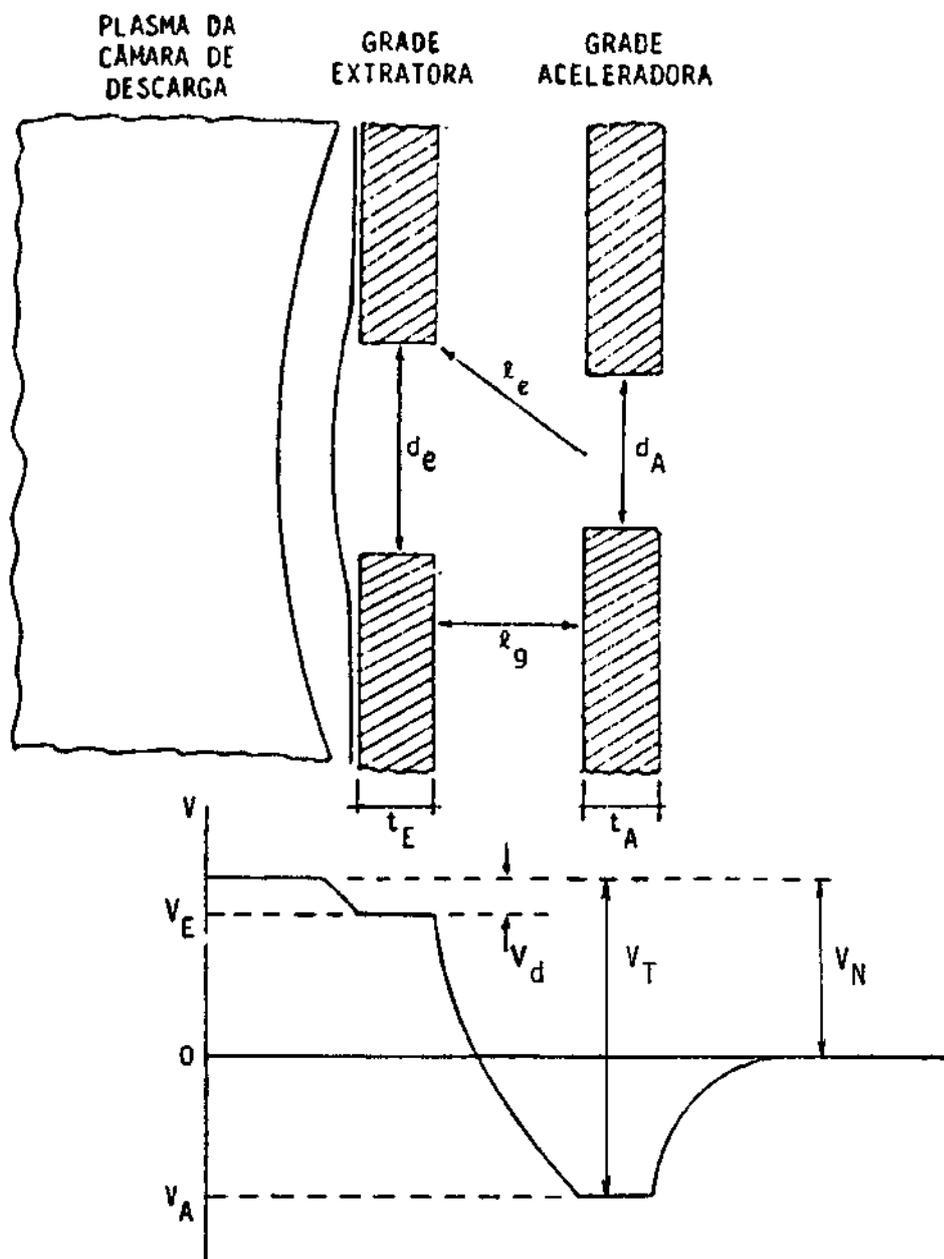


Fig. 6 - Parâmetros geométricos e distribuição de potencial típica de um sistema com duas grades para a extração de um feixe iônico.

O desempenho de um dado arranjo de grades é melhor expresso se utilizarmos a assim chamada perveância normalizada por furo, dada por:

$$PNF = \frac{I_0}{V^{3/2}} \cdot (\ell_e^2/d_e^2) \quad (\text{nanopervs/furo}) \quad (19)$$

onde $I_0 = \pi d_e^2 J/4$ é a corrente extraída em cada furo.

Conhecendo-se então a distância de separação entre grades (ℓ_g), o diâmetro do furo da grade de extração (d_e) e a tensão total de aceleração (V_T), basta medir-se a corrente extraída para obter-se o valor da perveância normalizada por furo. O objetivo é obter-se um dado valor para a perveância através da escolha adequada dos parâmetros geométricos e elétricos de funcionamento do sistema de grades, de forma que o ângulo de dispersão seja minimizado e o fator de divergência do feixe (f_d) seja maximizado. O ângulo de dispersão (α) é um parâmetro obtido experimentalmente pela determinação do raio normal ao eixo do feixe (r), que define um cone envolvendo 95% da corrente total integrada, a uma dada distância ℓ_s da grade. Para pequenos ângulos, α é dado por:

$$\alpha = \arctg (r/\ell_s) \approx r/\ell_s. \quad (20)$$

O valor no denominador da Equação (20) corresponde à distância de 17,5 cm, para a fonte de íons e as sondas utilizadas por Aston (1976). O fator de divergência é definido por Aston como:

$$f_d = \frac{\sum_{i=1}^n J_i x_i \cos \theta_i}{\sum_{i=1}^n J_i x_i} \quad (21)$$

onde J_i é a correspondente medida pela i -ésima sonda, x_i é a distância da i -ésima sonda ao eixo de simetria do feixe e θ_i é o ângulo formado pela interseção entre uma linha estendida do centro da grade da fonte de íons à i -ésima sonda e o eixo de simetria do feixe iônico.

Definindo a tensão líquida de aceleração como:

$$V_N = V_E + V_D \quad (22)$$

e a tensão total de aceleração como:

$$V_T = V_N + |V_A| \quad (23)$$

onde V_D é a tensão de descarga, V_E é a tensão de extração e V_A é a tensão de aceleração (geralmente com valores negativos). A razão entre as tensões líquida e total define o parâmetro R dado por:

$$R = V_N / V_T \quad (24)$$

Os valores de f_d e α para as grades do protótipo do propulsor serão obtidos utilizando o procedimento e os resultados recomendados por Aston (1976).

Dividindo-se a secção transversal da grade de extração em regiões com áreas iguais (Figura 7(a)), pode-se obter a variação da densidade normalizada de íons em função do raio de contorno de cada região, utilizando a Figura 7(b). A fração da corrente total para cada região é obtida então através da divisão dos respectivos valores da densidade normalizada de íons de cada região, pela soma de todos os valores de densidade normalizada de íons. A corrente iônica de cada região é obtida através do produto da corrente total ($I = 19,2$ mA) pelo respectivo valor da fração de corrente de cada região. Os resultados provenientes do procedimento acima adotado correspondem às colunas 1-4 da Tabela 9.

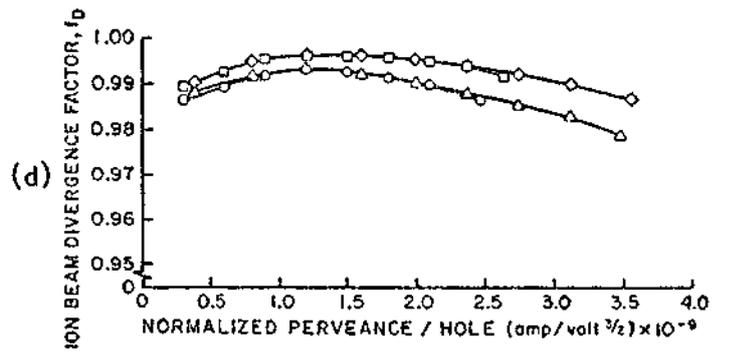
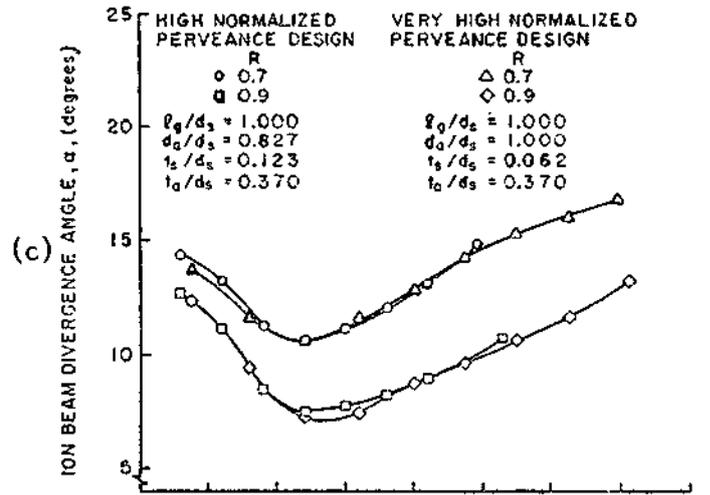
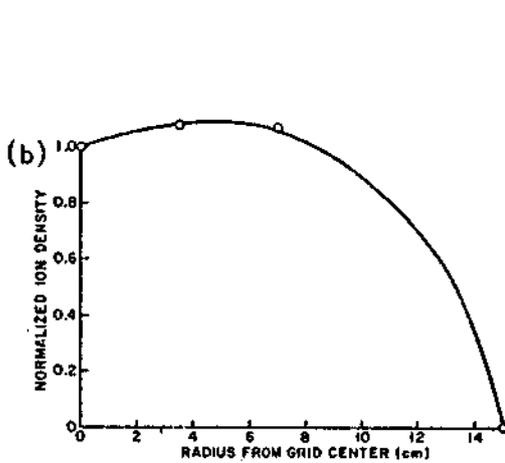
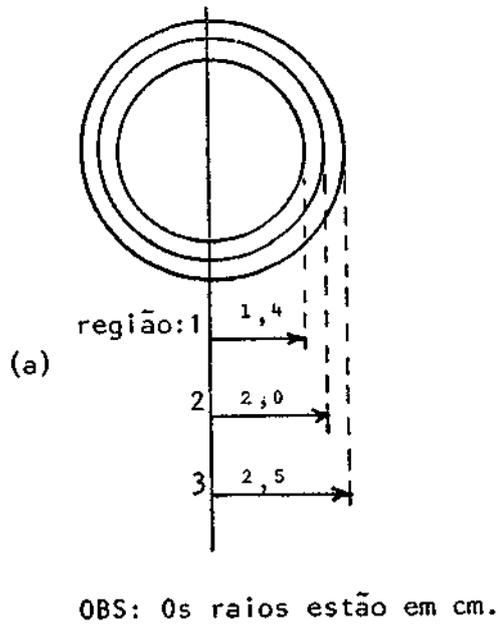


Fig. 7 - Parâmetros para cálculo das propriedades do sistema de grades: subdivisão da seção transversal da grade do propulsor em regiões de mesma área (a), variação da densidade de íons para um propulsor de 30cm (b) (Aston, 1975), ângulo de divergência e fator de divergência em função da perveância normalizada por \bar{f}_u (c) e (d) (Aston, 1975).

A perveância normalizada por furo (PNF) de cada região pode ser obtida utilizando-se:

$$PNF = J_r \times l_e^2 / V_N^{3/2} \phi_0 (r_g/r_e) \quad (25)$$

onde l_e é dado pela Eq. 12, r_g é o raio da grade de extração, r_e é o raio do furo nesta grade, X é o número de subdivisões da secção transversal da grade e V_N é a tensão líquida dada pela Eq. 22. Utilizando os resultados da quarta coluna da Tabela 9, pode-se obter os valores da perveância normalizada por furo para cada região (quinta coluna da Tabela 9). Com estes valores e as Figuras 7(c) e 7(d) completa-se a Tabela 9.

TABELA 9

PARÂMETROS CARACTERÍSTICOS PARA O SISTEMA DE ACELERAÇÃO COM DUAS GRADES

região	dens. normal.	fração	corrente (mA)	PNF nanoperv	f	alpha (graus)
1	1,04	0,327	6,21	1,10	0,993	7,5
2	1,06	0,333	6,33	1,13	0,993	7,2
3	1,08	0,340	6,46	1,15	0,993	7,2

especificações: $I_f = 19,2$ mA, $V_N = 1000$ V, $R = 0,9$, $\phi_0 = 60\%$, furos = 666, $X = 3$, $d_e = 1,5$ mm, $r_g = 25$ mm, $l_g/d_e = 1$, $d_a/d_e = 0,827$, $t_e/d_e = 0,123$ e $t_a/d_e = 0,370$.

4.3 - CONFIGURAÇÃO DE CONFINAMENTO MAGNÉTICO MULTIDIPOLAR SUPERFICIAL PARA O PROTÓTIPO DE PROPULSOR IÔNICO.

Para aumentar a eficiência de geração de plasma na câmara de ionização do propulsor iônico, faz-se necessária a utilização de campos magnéticos superficiais. Estes campos podem ser produzidos, por exemplo, empregando-se imãs permanentes distribuídos ao redor desta câ

mara de ionização. Estudos anteriores mostram que, em máquinas de plasma quiescente com confinamento magnético superficial (Leung, 1975), das diversas configurações para o campo superficial (cúspide de linha inteira, cúspide de linha interrompida e cúspide em xadrez), a que produz maior densidade de plasma é a configuração com cúspide de linha inteira, como mostrado na Figura 8.

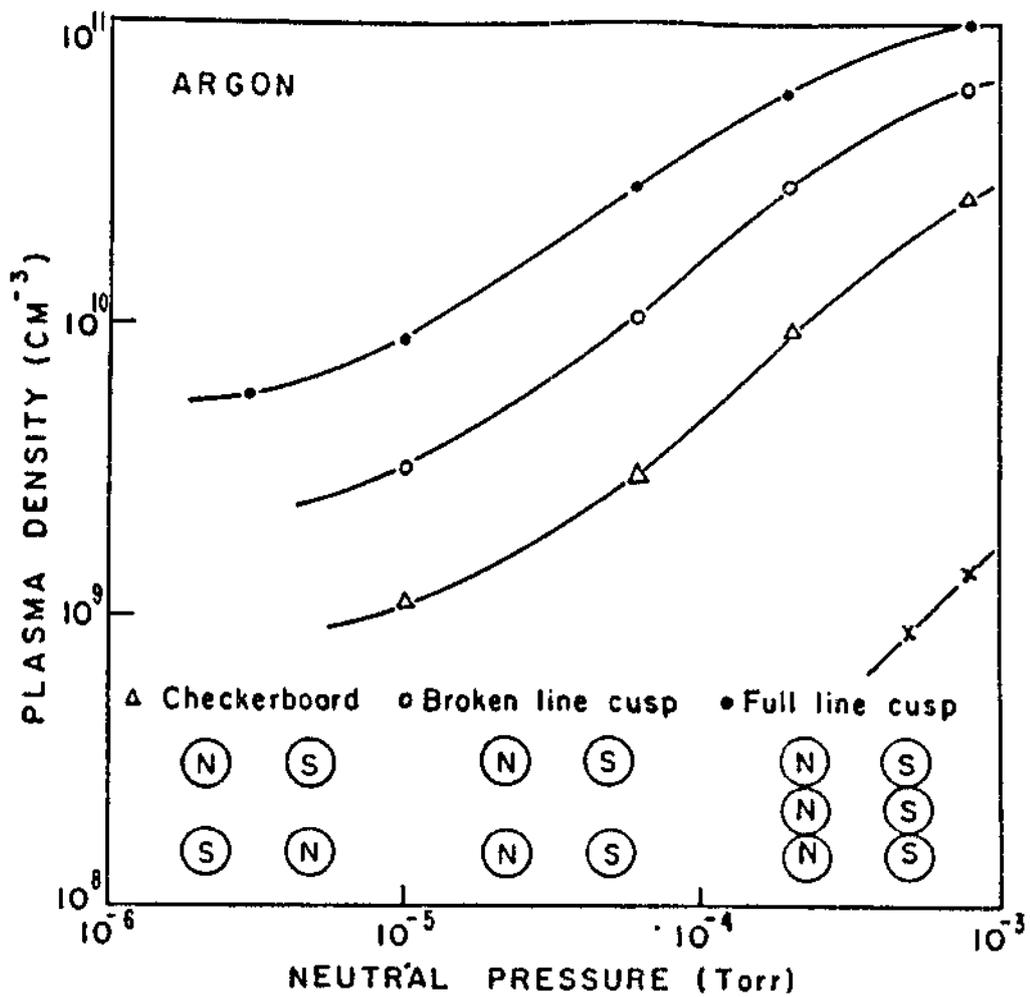


Fig. 8 - Densidade de plasma em função da pressão do gás neutro para três configurações de campo superficial ($V_d=60V$ e $I_d=1A$).

FONTE: Leung (1975).

A razão pela qual tal efeito ocorre deve-se a um confinamento mais eficiente dos elétrons primários (elétrons provenientes do ca todo da descarga) como é mostrado na Figura 9.

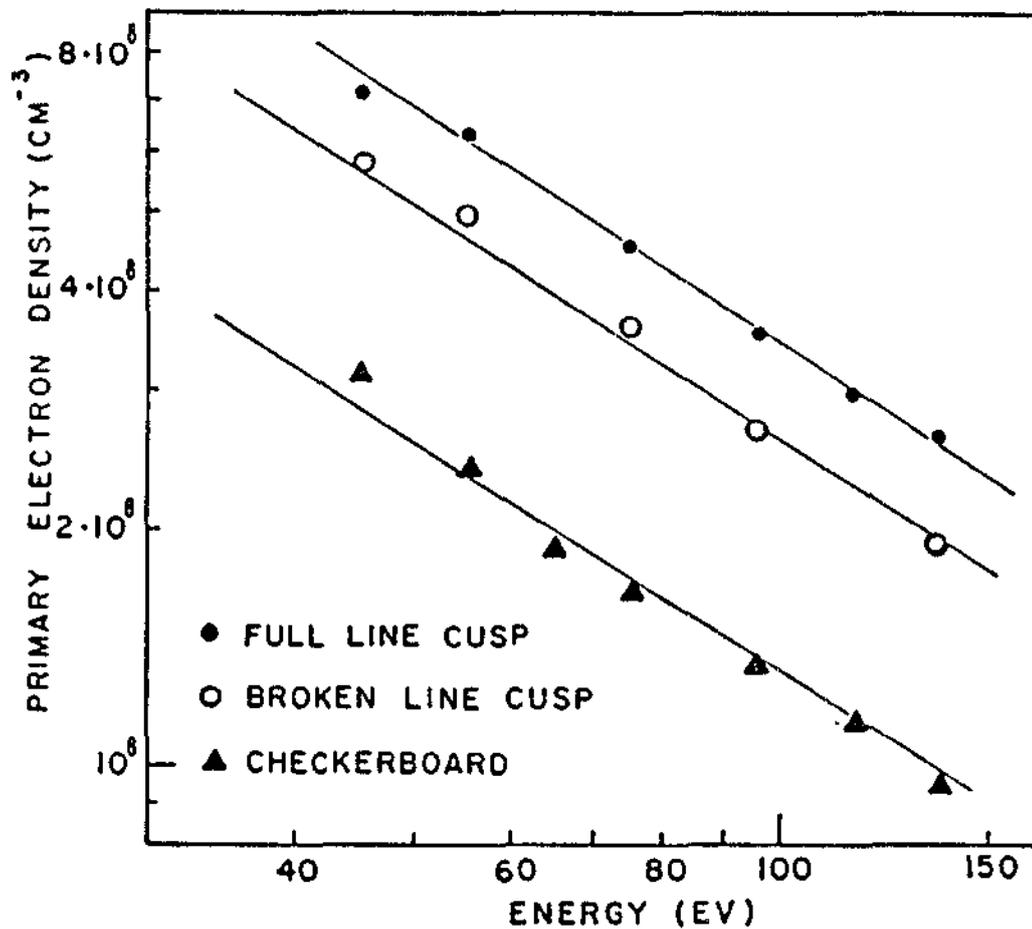


Fig. 9 - Densidade de elétrons primários em função da energia para três configurações de campo superficial.

FONTE: Leung (1975).

De fato, a medida de campo magnético ao longo de uma linha intermediária entre duas linhas de ímãs, mostra que a configuração de campo com cuspides de linha inteira produz maior campo magnético superficial, como mostrado na Figura 10.

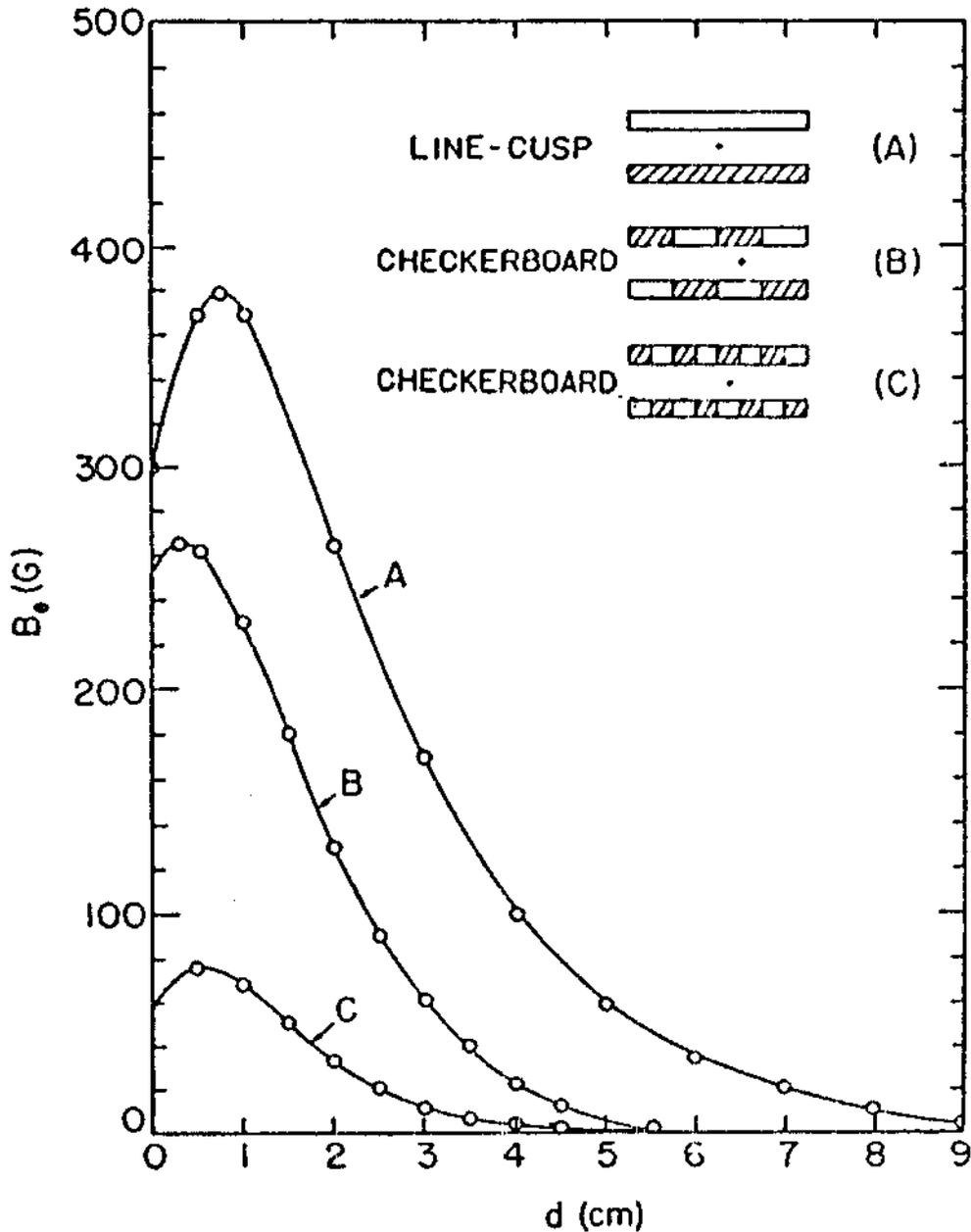


Fig. 10 - Componente B_0 do campo magnético, medido ao longo da linha que une os centros de duas colunas de ímãs permanentes, em função da posição axial para três configurações diferentes. Os pontos nas figuras do canto superior direito referem-se a região onde estas medidas foram feitas.

FONTE: Leung (1984)

Além do tipo de configuração adotado, o espaçamento entre as linhas de imãs também é de fundamental importância. Nos testes realizados em uma câmara de vácuo de diâmetro igual a 30 cm, viu-se que o número ideal é de 12 colunas de imãs permanentes em volta da câmara de ionização (Figura 11).

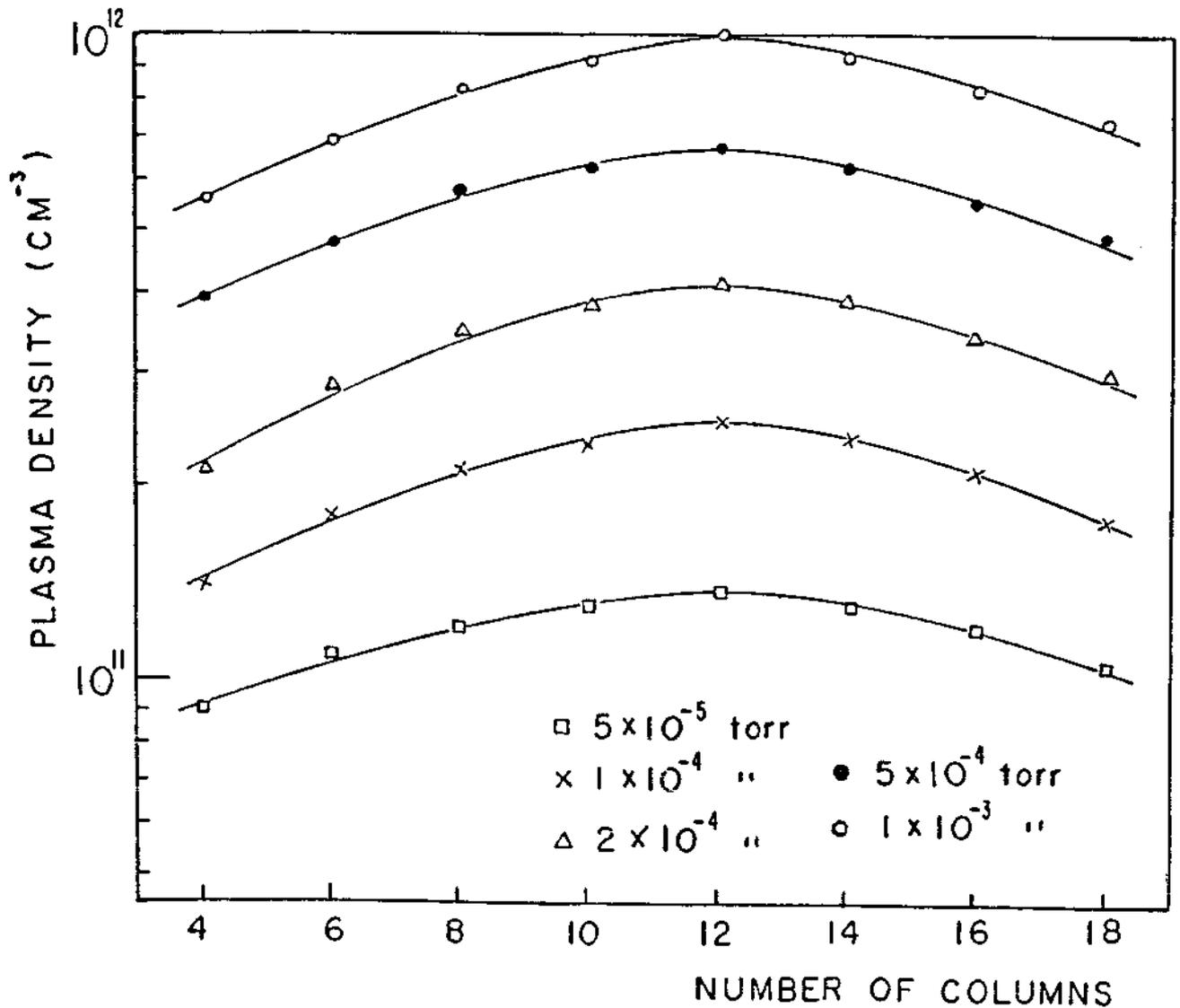


Fig. 11 - Densidade de plasma em função do número de colunas de imãs permanentes.

FONTE: Leung (1975).

Nesta configuração, o espaçamento entre as barras de imãs é de 8 cm. Esta é portanto a distância na qual existe um balanceamento entre as perdas por difusão através das cúspides e as perdas por difusão perpendicular ao campo magnético entre duas colunas. Quando a distância dos imãs aumenta, o número de colunas decresce diminuindo a área total de perdas pelas cúspides. No entanto, à medida que a separação entre os imãs aumenta, aumenta também a perda entre as duas cúspides. Para a câmara de ionização do propulsor iônico proposto para a MECB, cujo diâmetro previsto é de 5 cm, será necessário utilizar o menor número possível de colunas de imãs na configuração de cúspides de linha cheia, isto é quatro colunas de imãs permanentes. Com esta configuração de confinamento magnético superficial, a distribuição do campo magnético interno à câmara de ionização apresenta a forma da Figura 12.

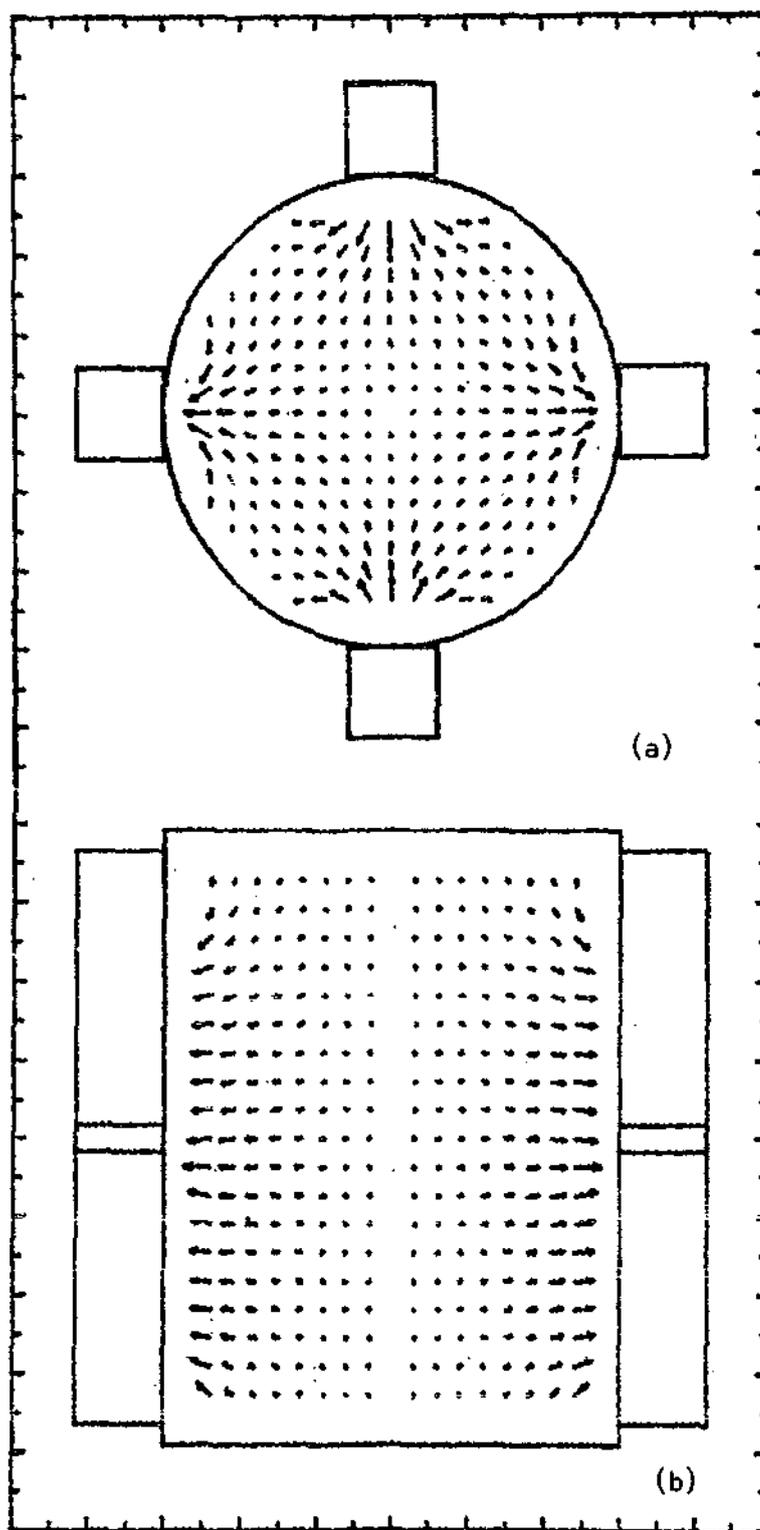


Fig. 12 - Distribuição de campo magnético interno à câmara de ionização do propulsor, para uma configuração tipo cuspide de linha cheia com quatro colunas de ímãs permanentes, corte transversal (a) e corte longitudinal (b).

4.4 - SISTEMA ELÉTRICO

A Figura 13 mostra um diagrama de blocos do sistema elétrico do propulsor iônico. Além das fontes de alimentação necessárias para se operar o propulsor, o sistema inclui os comandos elétricos necessários para acionar as válvulas de alimentação de propelente e os dispositivos de diagnóstico que informam sobre a operação do propulsor. Uma unidade de controle gerencia o funcionamento de todo o sistema e se comunica com os níveis mais elevados de supervisão, no próprio satélite ou em terra, por intermédio de canais de telemetria e telecomando.

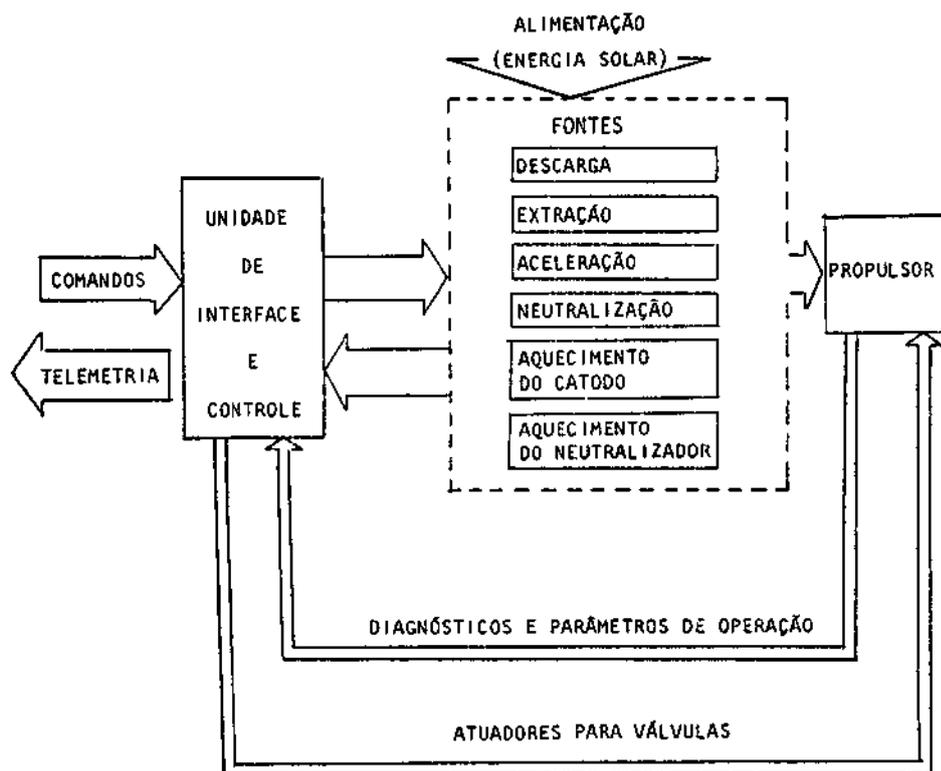


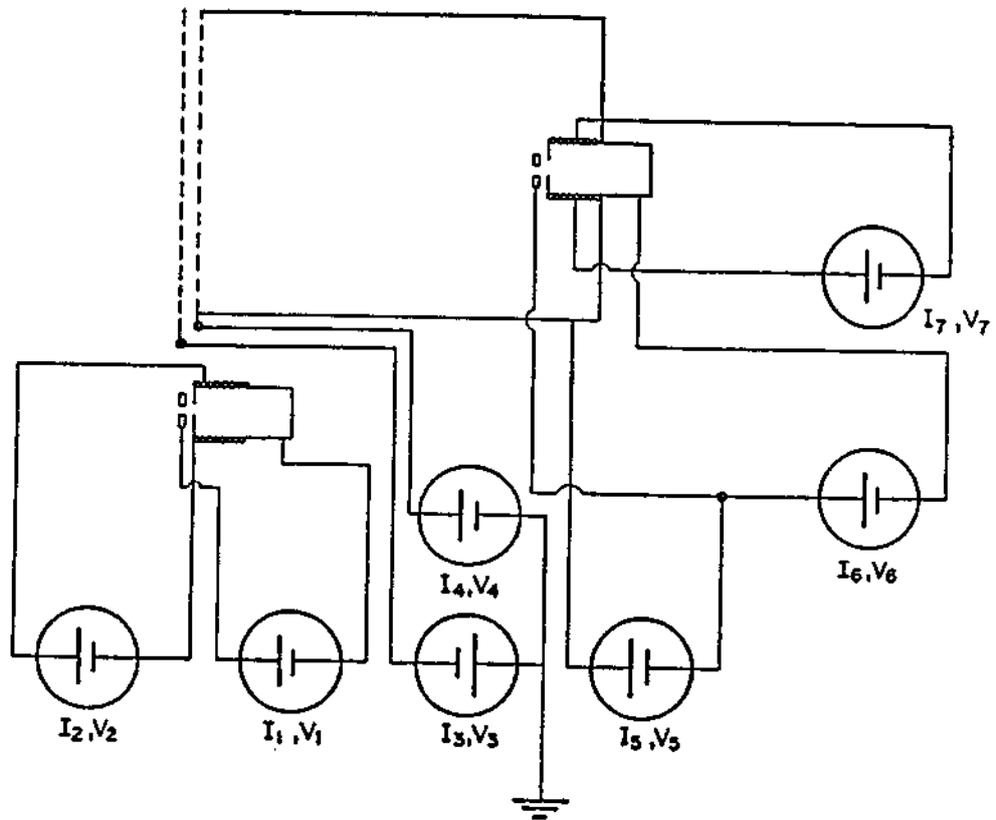
Fig. 13 - Diagrama de blocos do sistema elétrico do propulsor.

Do ponto de vista de inserção do subsistema de propulsão i
ônica no sistema do satélite, os parâmetros mais relevantes são:

- Potência consumida
- Número de canais de telecomando e telemetria
- Peso e volume do sistema
- Potência dissipada como calor

O segundo item dessa relação, ou seja, o número de canais de comunicação, admite uma flexibilidade bastante ampla, variando conforme o grau de sofisticação embutido na unidade de controle do subsistema de propulsão elétrica. Uma unidade de controle complexa, capaz de operar automaticamente fontes, válvulas e diagnósticos numa sequência pré-determinada, e programada para responder a eventuais falhas ou situações de anormalidade, poderia operar com um número muito reduzido de canais de comando e telemetria. Eventualmente, poderia haver um único canal de comando (tipo liga/desliga) e um de telemetria, sendo que este último canal poderia suportar a transferência de mais de uma informação através do uso compartilhado no tempo ("time sharing"). Por outro lado, dado o caráter experimental que se pretende conferir à missão, seria interessante dispor da maior flexibilidade possível no controle e diagnóstico do propulsor, o que implica uma maior quantidade de canais de comunicação. Um estudo mais aprofundado será necessário para se estabelecer o compromisso adequado entre esta flexibilidade e a disponibilidade de canais do satélite envolvido.

Os demais itens da relação acima dependem predominantemente das fontes ligadas ao propulsor. O esquema de ligação destas fontes é mostrado na Figura 14 para o caso em que se usa catodos do tipo oco tanto na geração quanto na neutralização dos íons.



$I_1, V_1 \sim 0,01A, 10V$: Corrente e tensão de descarga do neutralizador.

$I_2, V_2 \sim 0,1A, 5V$: Corrente e tensão de aquecimento do neutralizador.

$I_3, V_3 \sim 0,1mA, 100V$: Corrente e tensão da grade de aceleração

$I_4, V_4 \sim 0,02A, 1kV$: Corrente e tensão da grade de extração

$I_5, V_5 \sim 0,2A, 50V$: Corrente e tensão de descarga na câmara de descarga

$I_6, V_6 \sim 0,1A, 10V$: Corrente e tensão de descarga no catodo oco

$I_7, V_7 \sim 0,1A, 5V$: Corrente e tensão de aquecimento do catodo oco

Fig. 14 - Esquema de ligação das fontes do propulsor iônico e valores estimados para corrente e a tensão das mesmas para um empuxo de 1 mN.

Das fontes apresentadas nesta figura, as mais críticas são a fonte da descarga e a fonte de extração do feixe, podendo ser desprezado o consumo de potência das demais fontes ($\approx 10\%$ do total), numa primeira estimativa do consumo global em potência do sistema (Brewer, 1970-fig. 6.12). Desta forma, a potência total necessária para operar o propulsor pode ser expressa como:

$$P_t \approx P_d + P_f = I_f (E_b + V_N) \quad (26)$$

onde I_f é a corrente do feixe, V_N é a diferença de potencial entre o plasma na câmara de ionização e o feixe neutralizado (a uma distância suficiente do propulsor) e E_b é o parâmetro discutido no Capítulo 3, denominado potência específica da descarga, custo de produção de íons ou perdas na descarga. Este parâmetro, como mostra a discussão do Capítulo 3, depende de vários fatores e, em especial, do fluxo de propelente não aproveitado e da geometria da câmara de ionização. Assim, para uma dada configuração da câmara de ionização, o custo de produção de íons permanece, dentro de certos limites, relativamente constante se o fluxo de partículas neutras no feixe é mantido fixo. Isto significa que se a potência fornecida à descarga é aumentada, aumentando-se I_d (V_d normalmente é mantido fixo em um valor ótimo pré-determinado), a corrente de íons extraída cresce e, se o fluxo de propelente na entrada é corrigido para manter constante o fluxo neutro na saída, o valor de E_b permanecerá razoavelmente constante.

Dentro do limite de validade das aproximações explicitadas no parágrafo anterior é possível determinar o valor de V_N que minimiza a potência necessária para se obter um dado valor do empuxo. A Equação 14 permite escrever que:

$$I_f = (q/2m)^{1/2} T V_N^{-1/2} \quad (27)$$

Substituindo esta relação na expressão para a potência total, tem-se:

$$P_t/T = (q/2m)^{1/2} V_N^{1/2} (1 + E_b/V_N) \quad (28)$$

O valor desta equação será mínimo quando:

$$V_{Nmin} = E_b \quad (29)$$

$$(P_t/T)_{min} = (2q/m)^{1/2} V_N^{1/2} \quad (30)$$

Os valores de E_b citados em trabalhos a respeito de propulsores a gás nobre (p. ex. Brophy, 1986; Fearn, 1986) variam de 100 a 500 W/A, dependendo da otimização conseguida na câmara de ionização e do porte do propulsor (propulsores de maior empuxo são mais eficientes). As Tabelas 6 e 7 fornecem dois exemplos: $E_b=260$ W/A para o propulsor inglês T4A, de 11,4 mN, e $E_b=466$ W/A para o propulsor japonês (Nakamura, 1982) operado com xenônio, com empuxo de 2,46 mN. No primeiro exemplo a eficiência de utilização do propelente é $\eta_u=80\%$ e no segundo $\eta_u=75\%$ (os valores de Nakamura não possuem as correções feitas para o propulsor inglês). Mantendo-se uma eficiência η_u desta mesma ordem, o fluxo de propelente não paroveitado, para um propulsor de 1 mN, será cerca de 2,5 vezes menor do que o do propulsor de Nakamura, o que implica um valor mais elevado de E_b . Aplicando-se o modelo de Brophy (vide o Capítulo 3) na curva $E_b \times \eta_u$ fornecida por Nakamura, é possível estimar que um propulsor de 1 mN terá um custo de produção de íons da ordem de 1300 W/A. Neste caso, as expressões acima mostram que a potência mínima para operar um propulsor de 1 mN seria 43,7 W e que, para tanto, o potencial do feixe deveria ser da ordem de 1300 V. A Figura 115 mostra a variação da potência total com a energia do feixe (Equação (28)) para diversas hipóteses para o valor de E_b . A hipótese de $E_b=2000$ W/A pode ser considerada pessimista, ao passo que $E_b=500$ W/A é uma suposição otimista para um propulsor de 1 mN operando em regime contínuo, com η_u na faixa de 60 a 80%. Vê-se, portanto, que o consumo de potência deste propulsor deverá estar na faixa de 30 a 60 W se $V_N = 1000$ V.

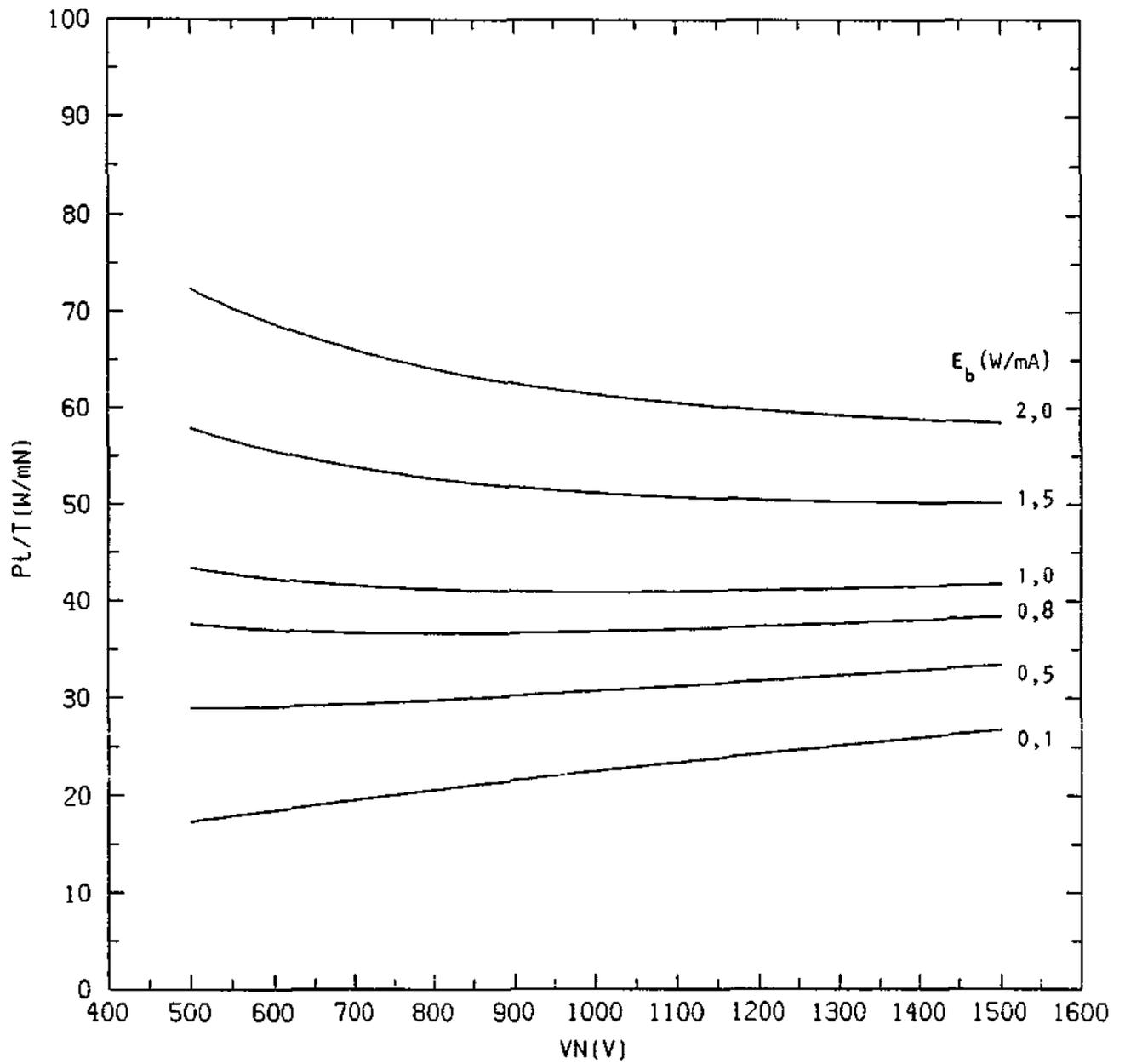


Fig. 15 - Potência consumida para diversas hipóteses de custo de produção de íons, em função do potencial do feixe.

Observe-se que a estimativa de 50 W feita no início deste capítulo, por simples extrapolação das curvas de desempenho do propulsor inglês T4A, é consistente com esta conclusão.

Para efeito dos cálculos e comparações que se seguem, será suposto que $E_b = 1000$ W/A, de modo que a escolha $V_N = 1000$ V corresponde ao valor ótimo do ponto de vista do consumo de potência. Para estas condições, tem-se $P_t = 38$ W.

Desta potência, metade corresponde às perdas na descarga e metade à consumida na aceleração do feixe. Logo, a eficiência elétrica e a potência convertida em calor serão: $\eta_e = 50\%$ e $P_{\text{calor}} = 18$ W.

Estes valores não levam em consideração a eficiência da unidade de processamento de potência, tipicamente na faixa de 80%, para fontes chaveadas trabalhando com frequências de chaveamento acima de 20 kHz. Com esta correção, os valores acima são alterados para: $P_t = 48$ W, $P_{\text{calor}} = 30$ W, $\eta_e = 38\%$.

Os valores de potência encontrados são ainda elevados, comparados à potência total disponível nos satélites previstos na MECB. Para reduzir estes valores seria necessário porém, que E_b possuísse um valor menor que o estipulado acima, o que é difícil obter mantendo um alto valor do aproveitamento do propelente η_u , com um fluxo baixo como o que ocorre neste caso. Uma das alternativas para reduzir E_b e portanto P_t , seria trabalhar com valores reduzidos de η_u . Neste caso o consumo de potência seria reduzido às custas de um gasto maior de massa. Uma outra alternativa seria operar o propulsor em regime pulsado, com pulsos de duração t_p repetidos a um período t_t , ou seja, com um fator de operação $f_p = t_p/t_t$. Para obter um empuxo médio igual ao valor T estipulado anteriormente para operação contínua, o empuxo instantâneo \tilde{T} durante o pulso deverá ser $\tilde{T} = T/f_p$ e, conseqüentemente, também $\tilde{I}_f = I_f/f_p$ e $\tilde{m} = \dot{m}/f_p$. Logo, durante o pulso o propulsor trabalha com fluxo de propelente maior e custo de produção de íons E_b menor (para um mesmo valor de η_u). Neste caso porém a redução na potência consumida ocorre sem prejuízo no aproveitamento do propelente.

O valor mínimo de E_b que é possível obter, seja por operação a baixo n_u ou por operação pulsada, está associado ao parâmetro E_p^* do modelo de Brophy (capítulo 3), que possui um valor da ordem de 100 W/A, segundo os resultados citados na bibliografia (Wilbur, 1984; Poeschel, 1983). A Figura 15 mostra que neste caso a potência total se reduz a cerca de 22 W, para $V_N = 1000$ V. Uma redução ainda maior na potência poderá ser obtida reduzindo V_N para o valor ótimo $V_N = E_b = 100$ V. Este valor de potência, que pode ser considerado como um limite mínimo possível para a operação de um propulsor de 1 mN, é dado pela Equação 30 : $P_t(\min) = 12$ W.

Deve ser ressaltado que a redução de V_N de 1000 V para 100 V implica a redução do impulso específico em cerca de 3 vezes, com um aumento correspondente no fluxo de propelente, isto é, a redução da potência se faz com um custo no consumo de propelente.

A análise da massa do sistema elétrico será feita na próxima seção, em conjunto com o estudo da massa total do sistema.

4.5 - MASSA TOTAL DO SISTEMA DE PROPULSÃO IÔNICA

A massa total de um sistema de propulsão iônica pode, a grosso modo, ser atribuída a três grandes subconjuntos do sistema: o sistema elétrico, o sistema de armazenamento e alimentação de propelente e a estrutura do propulsor propriamente dito. Destes três subconjuntos, é razoável supor que o primeiro seja, dentro de certos limites, proporcional à potência elétrica total consumida pelo propulsor P_t , o segundo proporcional à massa do propelente transportada m_p e o terceiro proporcional à seção transversal do feixe A_f (Wilbur, 1984). Designando os fatores de proporcionalidade respectivamente por: α_p , α_m e α_a , a massa total do sistema (incluindo a massa do propelente) será dada por:

$$m_t = \alpha_p P_t + \alpha_m m_p + \alpha_a A_f$$

onde m_t : massa total do sistema de propulsão iônica

m_p : massa do propelente transportada

P_t : potência total consumida pelo sistema

- α_p : massa específica do sistema elétrico (kg/W)
- α_m : massa específica do sistema de propelente (kg/kg)
- α_a : massa específica do propulsor propriamente dito (kg/m²)

A equação acima pode ser reescrita da seguinte forma:

$$m_t/T = \alpha_p(P_t/T) + \alpha_m(m_p/T) + \alpha_a(A_f/T) \quad (31)$$

Quando se especifica a missão a ser desempenhada pelo sistema de propulsão, normalmente se estabelece o empuxo necessário T e o tempo total t que o propulsor deverá operar, que são portanto parâmetros fixos tomados como ponto de partida na definição dos demais parâmetros do sistema. Para obter a potência e a massa de propelente consumidas, dados T e t parte-se das Equações 27 e 28.

Sendo η_u a eficiência de utilização do propelente, o fluxo de massa extraído do reservatório do propulsor, obtido da Equação 27, é:

$$\dot{m}_p = m \ I_f/q \ \eta_u = (m/2q)^{1/2} \ V_N^{-1/2} \ T/\eta_u \quad (32)$$

e a massa total de propelente consumida durante o tempo de operação normalizada pelo empuxo, será:

$$m_p/T = t \ \dot{m}_p/T = (m/2q)^{1/2} \ V_N^{-1/2} \ t/\eta_u \quad (33)$$

Nota-se, portanto, que a massa do propelente consumida diminui quando a energia do feixe V_N aumenta. Por outro lado, a Equação 28 mostra que a potência total consumida cresce com V_N para $V_N > E_b$ (ver Figura 15), o que significa que há um valor de V_N para o qual a massa total do sistema dada pela Equação 31 é mínima. Substituindo as Equações 28 e 33 na Equação 31, conclui-se que m_t será mínima quando:

$$V_{Nmin} = E_b + \alpha_m/\alpha_p \ (m/q) \ t/\eta_u \quad (34)$$

$$(m_t/T)_{\min} = \alpha_p (2q/m)^{1/2} [E_b + \alpha_m / \alpha_p (m/q) t / \eta_U]^{1/2} + \alpha_a (A_f/T) \quad (35)$$

Para obter os valores numéricos destas expressões é preciso estimar os parâmetros α_p , α_m , α_a . A Tabela 10 apresenta alguns valores para estes parâmetros obtidos de diversas fontes. As duas primeiras colunas apresentam valores para casos concretos de propulsores construídos visando a aplicação imediata em vôo, um dos quais operando com mercúrio e outro com xenônio. A última coluna apresenta as massas específicas do sistema de potência do satélite de sensoriamento remoto da MECB. Os outros dados foram obtidos de um estudo realizado por Wilbur a respeito das massas dos itens de um sistema de propulsão iônica e representam o estado de arte da época (1984).

TABELA 10

VALORES PARA OS PARÂMETROS α_a , α_m e α_p OBTIDOS DE DIVERSAS FONTES

Referência:	Lewis R.C/ TRW, JUL- 1977	Culham (Martin, Bond, Lavender, 1988)	Wilbur 1984	Satélite SSR MECB (PCU + PDU)*
diâmetro	8 cm	10 cm	-----	-----
propelente	Mercúrio	Xenônio	-----	-----
potência	183 W	275 W	-----	127 W
empuxo	5,1 mN	11,4 mN	-----	-----
Massa do propulsor	3,4 Kg	2,0 Kg	-----	-----
Massa do sist. propel.	1,5	5,2	-----	-----
+ propel.	8,7 kg	2,0	-----	-----
Massa sist. elétrico	11,3 Kg	9,0 Kg	-----	6,5 Kg
α_a	68,0 g/cm ³	25,0 g/cm ³	10,0 g/cm ³	-----
α_m	1,2 g/g	3,6 g/g	1,1 g/g	-----
α_p	62,0 g/W	33,0 g/W	30,0 g/W	51,0 g/W

*PCU: Power Conditioning Unit; PDU: Power Distribution Unit

Considerando os números da Tabela 10, foram estipulados os seguintes valores para estes parâmetros, para efeito de estimar os valores para V_N e m_t dados pelas Equações 34 e 35: $\alpha_a = 40$ g/cm², $\alpha_m = 3,0$ g/g e $\alpha_p = 40$ g/W.

Para um propulsor de 5 cm operando com xenônio, com $T=1mN$, $\eta_U = 70\%$, $E_D = 1000$ V (vide Seção 4.4), tem-se que:

$$V_N \text{ min} = 1000 \text{ V} + (0,525 \text{ t}) \quad (\text{V})$$

$$m_t \text{ min} = 48,5 V_N^{1/2} + 785 \quad (\text{g})$$

Os resultados acima mostram que, se $t \ll 1900$ horas, os valores de $V_N \text{ min}$ e $m_t \text{ min}$ variam pouco com o tempo de duração da missão e são da ordem de 1000 V e 2,3 kg, respectivamente.

Por exemplo, para $t = 300$ h, o que é da mesma ordem do tempo total de operação dos propulsores da missão japonesa ETS-III, os valores de V_N e m_t seriam 1157 V e 2,4 kg, respectivamente. Para este mesmo tempo de missão ($t = 300$ h), a massa do propelente dada pela Equação 33 será $m_p = 37$ g. A massa do sistema de propelente, com o reservatório cheio de propelente, será $m_{sp} = \alpha_m m_p = 0,11$ kg. A massa da estrutura do propulsor propriamente dito deverá ser, nestas condições, $m_{ep} = \alpha_a A_f = 0,8$ kg. A massa do sistema elétrico é a diferença entre m_t e $m_{sp} + m_{ep}$, que neste caso é $m_{se} = \alpha_p P_t = 1,5$ kg. Para $V_N = 1000$ V (valor tomado como referência anteriormente), os valores acima serão um pouco diferentes, com m_{se} um pouco menor e m_{sp} e m_t um pouco maiores. A diferença mais significativa ocorre, porém, na massa de propelente consumida, cujo novo valor será $m_p = 40$ g.

4.6 - SÍNTESE DAS CARACTERÍSTICAS DO PROPULSOR IÔNICO PROPOSTO

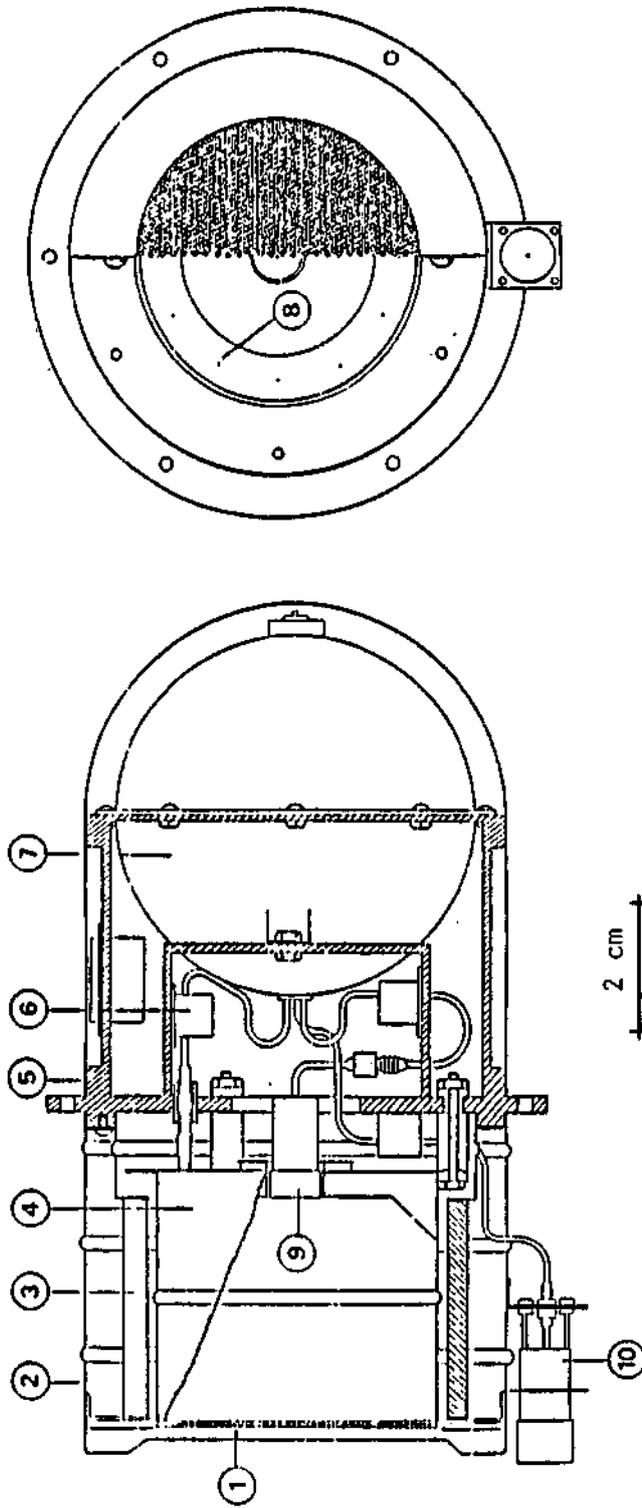
A Tabela 11 apresenta um resumo dos parâmetros previstos para um propulsor com características adequadas à inclusão no programa espacial brasileiro. Uma possível concepção para a estrutura do propulsor, incluindo o tanque de propelente com capacidade para 45 g de xenônio, é apresentada na Figura 16. Segundo esta concepção, o propulsor possuirá um chassi (B) para a sua fixação ao satélite, de modo que a câmara de ioniza

ção ficará exposta ao espaço e o sistema de propelente (reservatório, válvulas, conexões, etc) ficará no interior do satélite. Na Tabela 12 é apresentada uma relação do material proposto para cada um dos componentes do propulsor da Figura 16, com uma estimativa da massa correspondente. É interessante observar que a massa total obtida não difere muito da massa mais encontrada na seção anterior. A capacidade do tanque de propelente foi estimada para uma pressão de 60 bar (Martin, Bond, Lavender, 1988), para qual a tensão máxima produzida numa parede esférica de 0,5 mm de espessura, é inferior à tensão de ruptura para o alumínio 1100, com um fator de segurança maior que dois.

TABELA 11

PARÂMETROS CARACTERÍSTICOS DO PROPULSOR IÔNICO PROPOSTO PARA APLICAÇÃO NA MECB

PARÂMETRO	VALOR
Diâmetro de feixe	5 cm
Empuxo	1 mN
Tensão de feixe	1000 V
Tensão total de aceleração	1111 V
Eficiência de utilização de propelente	70 %
Impulso específico	2737 s
Corrente de feixe	19 mA
Fluxo de Massa	37 µg/s
Massa de propelente p/300 h	40 g
Custo de produção de íons	1000 W/A
Potência (incluindo sist. elétrico)	48 W
Massa total	2,40 kg



- 1. GRADES DE ACELERAÇÃO
- 2. BLOQUEIO
- 3. ÍMãs PERMANENTES
- 4. CÂMARA DE IONIZAÇÃO
- 5. ESTRUTURA DE SUSTENTACÃO

- 6. VÁLVULAS DE ADMISSÃO DE GÁS
- 7. RESERVATÓRIO DE PROPELENTE
- 8. DISTRIBUIDORES DE GÁS
- 9. CATODO OCO INTERNO
- 10. NEUTRALIZADOR

Fig. 16 - Concepção estrutural adotada para o propulsor proposto para a aplicação na MECB.

TABELA 12

MATERIAIS SELECIONADOS PARA CONSTRUÇÃO DOS COMPONENTES DO PROPULSOR
IÔNICO PROPOSTO PARA APLICAÇÃO NA MECB.

COMPONENTE	MATERIAL	MASSA (g)
blindagem externa	alumínio	62
chassis	alumínio	124
ímãs permanentes	SmCo	33
anodo	molibdênio	51
catodo oco	tântalo	20
válvulas	alumínio	150
dutos de gás	aço inoxidável	20
reservatório	alumínio	141
conector elétrico	vários	10
sistema de grades	tântalo/alumina	171
parafusos, isoladores, condutores.	vários	100
propelente	xenônio	45
Massa total:	selecionados	927

5 - CONCLUSÃO

Considerando-se o cenário internacional da pesquisa na área de propulsão iônica, o teste de um propulsor iônico a bordo de um dos satélites da MECB seria bastante relevante, dado o pequeno número de testes em vôo já efetuados até hoje, nenhum dos quais utilizando gás nobre como propelente, e dada a perspectiva de múltiplas aplicações deste tipo de propulsor em variadas missões espaciais (Capítulo 1). Considerando-se o cenário nacional a mesma conclusão se apresenta, tendo em vista a importância que um tal teste teria para a continuidade e o amadurecimento dos trabalhos realizados pelo INPE nesta área, os quais pretendem levar ao domínio de uma tecnologia cuja aplicação em futuras missões espaciais, no âmbito nacional ou em cooperação com outros países, poderá ser bastante proveitosa.

Por outro lado, as limitações de peso e potência elétrica dos satélites da MECB impõem restrições ao porte do propulsor a ser testado, cujo empuxo deverá ser necessariamente pequeno, isto é, da ordem de 1mN ou menor. No entanto, o efeito deste empuxo na dinâmica do satélite deverá ser facilmente detetável, justificando o teste (Capítulo 2).

Os parâmetros e aspectos mais importantes na concepção e projeto de um sistema de propulsão iônica que possa ser utilizado neste teste foram discutidos nos Capítulos 3 e 4, com o enfoque baseado em uma concepção típica para o propulsor de 1mN, cuja descrição se acha condensada na Figura 16 e nas Tabelas 11 e 12. Dos parâmetros apresentados nestas tabelas, acredita-se que o mais crítico para a efetiva concretização do teste em vôo seja a potência elétrica consumida pelo sistema, estimada em 48W. Este valor é alto comparado à potência total disponível nos satélites da MECB, que é da ordem de 60W para os satélites de coleta de dados e cerca de 140W para os de sensoriamento remoto. Na Seção 4.4 foram discutidas algumas alternativas para reduzir-se o consumo de potência do sistema de propulsão iônica, preservando o empuxo médio fornecido, as quais deverão ser consideradas caso não seja possível consumir potências da ordem de 48W do satélite em questão. As alter

nativas examinadas baseiam-se no aumento da eficiência elétrica da des carga: às custas de uma redução no aproveitamento do gás propelente, ou na operação pulsada do propulsor, que neste caso trabalharia com flu xos de propelente mais elevados durante o pulso, o que aumenta sua efi ciência. Utilizando alguma destas técnicas, associada a uma redução no impulso específico do propulsor, é possível teoricamente reduzir o con sumo de potência a valores da ordem de 15W. É necessário, porém, estu dar esta questão em mais profundidade a partir de uma possibilidade concreta de teste em voo do propulsor. Este estudo deverá examinar as implicações que a redução no consumo de potência terá em termos de au mento da complexidade e do peso do sistema elétrico, para uma eventual operação pulsada, ou de aumento da massa de propelente transportado, ca so seja necessário operar com baixa eficiência de utilização de prope lente. Em todo caso, acredita-se que este aspecto não deverá ser obstã culo intransponível para a viabilização do teste proposto.

Em suma, o presente estudo conclui que a realização de um experimento de teste de um propulsor iônico desenvolvido pelo LAP em um dos satélites da MECB é viável e bastante importante para o desenvol vimento da pesquisa em propulsão iônica no Brasil, além de relevante a nível mundial.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ASTON, G.; KAUFMAN, H.R. The ion Optics of a two-grid electron bombardment thruster. In: AIAA International Electric Propulsion Conference, Key Biscayne, Florida, Nov. 14-17, 1976. (AIAA paper 76 - 1029).
- BARTOLI, C.; BERRY, W. Review of European electric propulsion developments. Journal of the British Interplanetary Society, 41(4/5):147-165, April/May, 1988.
- BREWER, G.R. Ion propulsion technology and applications. New York, Gordon and Breach, 1970.
- BROPHY, J.R.; WILBUR, P.J. Simple performance model for ring and line cusp ion thrusters. In: JSASS/AIAA/DGLR 17th International Electric Propulsion Conference, Tokyo, May 1984. (IEPC 84-68)
- FEARN, D.G.; MARTIN, A.R.; BOND, A. The UK ion propulsion programme: past status and results. In: 37th Congress of the International Astronautical Federation, Innsbruck, Austria, Oct. 4-11, 1986. (IAF-86-173).
- FEARN, D.G.; WALLACE, N.C. Advanced propulsion systems for space station applications. Journal Interplanetary Society, 40(3):3-10, Jan. 1987.
- FERREIRA, J.L. Fenômenos acústico-iônicos lineares e não lineares em descargas multi-dipolomagnéticas. Tese de Doutorado em Física de Plasmas. São José dos Campos, INPE, set. 1986. (INPE-4100-TDL/257).
- KAUFMAN, H.R. Ion-thruster propellant utilization. Washington D.C., NASA, Dec. 1971 (NASA TN D-6591).
- KITAMURA, S.; NAGANO, H.; NAKAMURA, Y.; KUDO, I.; MACHIDA, K. ETS-III ion engine flight operations in the extended mission period. Journal of Propulsion, 2(6):513-520, Nov./ Dec. 1986.
- LEUNG, K.N.; SAMEC, T.K.; LAMM, A. Optimization of permanent magnet plasma confinement. Physics Letters, 51A(8):490-492, May 1975.
- LEUNG, K.N.; EHLERS, K.W. Ion source operation with different magnetic confinement geometries. Review of Scientific Instruments, 55(3):342-346, Mar. 1984.

- LÖB, H.W. Elektrische Raketentriebwerke: Die ersten zukunftsantriebe stehen kurz vor ihrem Einsatz. Luft-und Raumfahrt, (19:3-12, 1981.
- LÖB, H.W. Status of ion drive technology in Europe. 1st Meeting of the Study Team on Primitive Bodies, Pasadena, Jan. 11-13, 1983.
- MARTIN, A.R.; BOND, A.; LAVENDER, K.E. Plans for an in-orbit test of a UK rare gas ion thruster. Journal of the British Interplanetary Society, 41(4/5):193-198, April/May 1988.
- NAKAMURA, Y.; MIYASAKI, K.; SUZUKI, E. Operations and performances of a 5 cm diameter ion thruster by using inert gases. In: AIAA/JSASS/DGLR 16th International Electric Propulsion Conference, New Orleans, Louisiana, USA, Nov. 17-19, 1982. (AIAA-82-1924).
- NASA LEWIS RESEARCH CENTER 8cm mercury ion thruster subsystem users manual. Cleveland, OH, USA, July 1977.
- POESCHEL, R.L. Development of advanced inert-gas ion thrusters. Cleveland, OH, USA, NASA Lewis Research Center, June 1983 (NASA CR-168206).
- SANDONATO, G.M.; FERREIRA, J.L.; FERREIRA, J.G.; LUDWIG, G.O.; MONTES, A. Propulsor iônico (PION 1): testes e resultados preliminares. São José dos Campos, INPE, Jun. 1987 (INPE-4200-RPE/545).
- WILBUR, P.J. Electrostatic thruster capabilities for orbit-raising and maneuvering missions. In: Caveny, H.L., ed. Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 89 (Orbit-raising and maneuvering propulsion: research status and needs). New York, AIAA, 1983.



PROPOSTA PARA
PUBLICAÇÃO

- DISSERTAÇÃO
 TESE
 RELATÓRIO
 OUTROS

TÍTULO

Estudo da viabilidade de testes de um micropropulsor iônico em satélites da MECB.

IDENTIFICAÇÃO

AUTOR(ES)

Gilberto Marrega Sandonato
Antonio Montes Filho
Gerson Otto Ludwig
José Leonardo Ferreira
Julio Guimarães Ferreira

ORIENTADOR

DISS. OU TESE

CO-ORIENTADOR

LIMITE DEFESA CURSO ORGÃO

— / — / —

— / — / —

— / — / —

— / — / —

DIVULGAÇÃO

EXTERNA INTERNA RESTRITA

EVENTO/MEIO

CONGRESSO REVISTA OUTROS

NOME DO REVISOR

Joaquim José Barroso de Castro

NOME DO RESPONSÁVEL

Gerson Otto Ludwig

APPROVAÇÃO

REV. TÉCNICA

RECEBIDO DEVOLVIDO ASSINATURA

20/09/89 27/09/89

J. Barroso

APROVADO DATA ASSINATURA

SIM NÃO 01/11/89

G. Ludwig

REV. LINGUAGEM

Nº PRIOR. RECEBIDO NOME DO REVISOR

— / — / —

— / — / —

OS AUTORES DEVEM MENCIONAR NO VERSO INSTRUÇÕES ESPECÍFICAS, ANEXANDO NORMAS, SE HOUVER

DATILOGRAFIA

PÁG. DEVOLVIDO ASSINATURA

— / — / —

— / — / —

RECEBIDO DEVOLVIDO NOME DA DATILÓGRAFA

— / — / —

Jeane Lisboa

Nº DA PUBLICAÇÃO: PÁG.:
CÓPIAS: Nº DISCO: LOCAL:

AUTORIZO A PUBLICAÇÃO

SIM
 NÃO — / — / —

DIRETOR

OBSERVAÇÕES E NOTAS

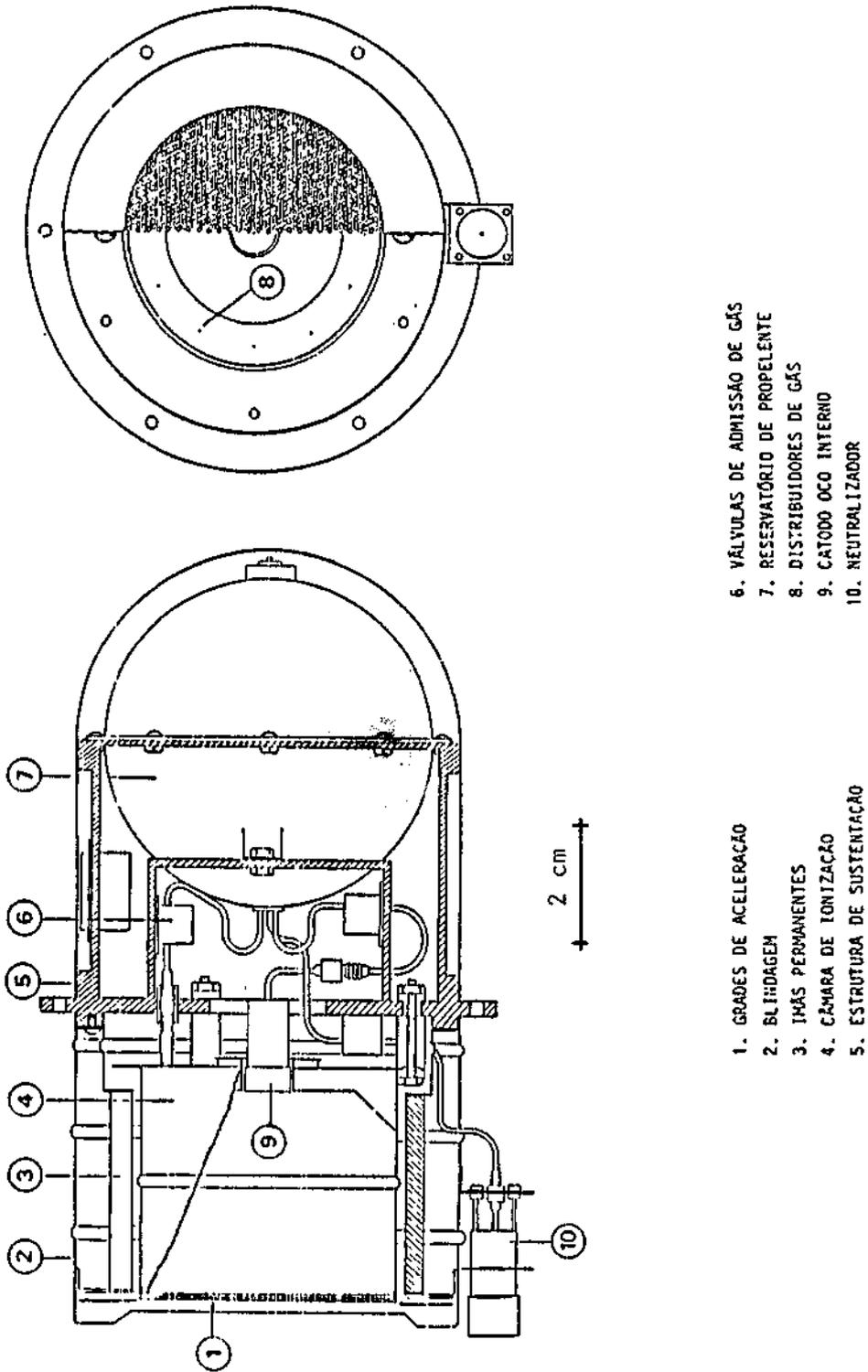


Fig. 16 - Concepção estrutural adotada para o propulsor proposto para a aplicação na MECB.

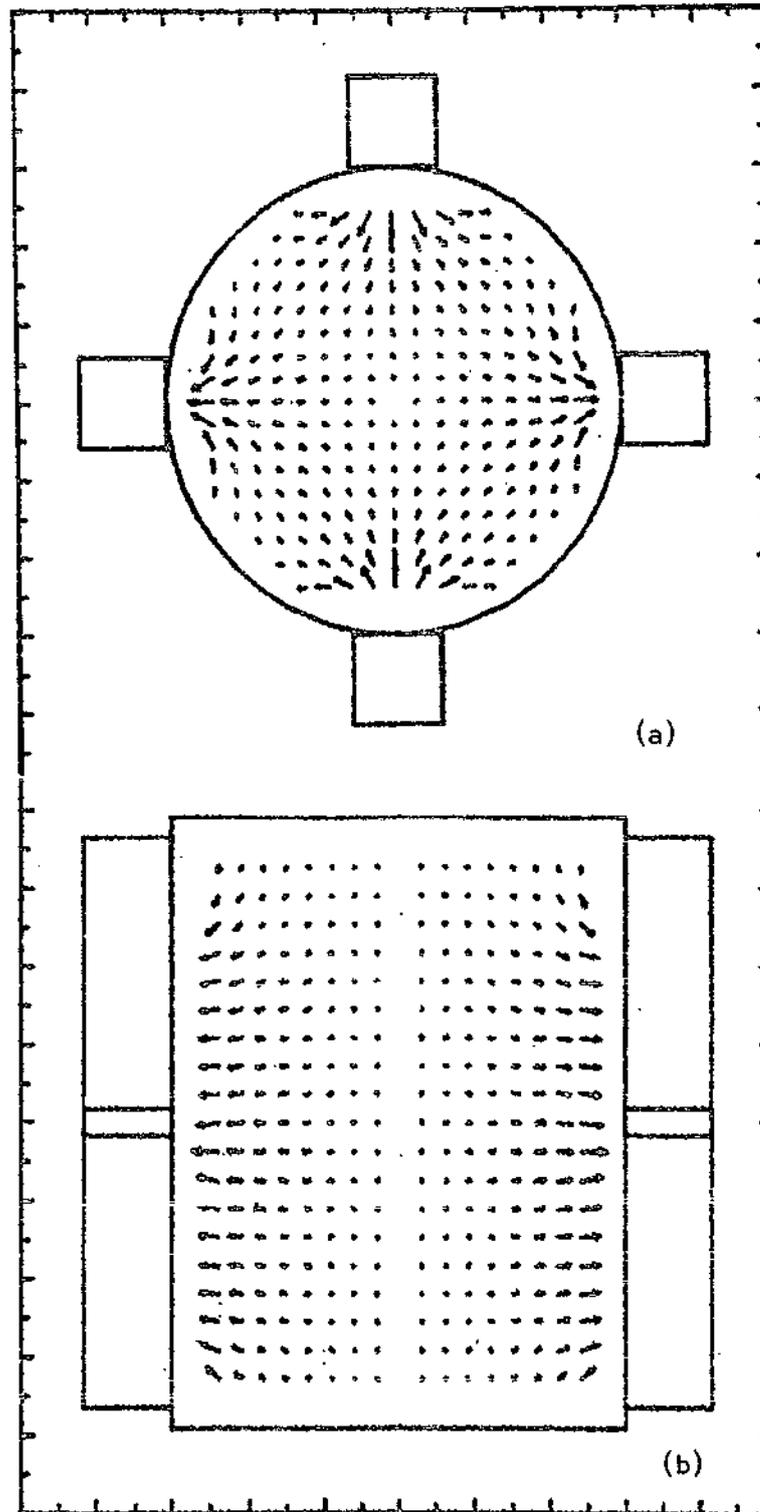


Fig. 12 - Distribuição de campo magnético interno à câmara de ionização do propulsor, para uma configuração tipo cuspide de linha cheia com quatro colunas de ímãs permanentes, corte transversal (a) e corte longitudinal (b).

4.4 - SISTEMA ELÉTRICO

A Figura 13 mostra um diagrama de blocos do sistema elétrico do propulsor iônico. Além das fontes de alimentação necessárias para se operar o propulsor, o sistema inclui os comandos elétricos necessários para acionar as válvulas de alimentação de propelente e os dispositivos de diagnóstico que informam sobre a operação do propulsor. Uma unidade de controle gerencia o funcionamento de todo o sistema e se comunica com os níveis mais elevados de supervisão, no próprio satélite ou em terra, por intermédio de canais de telemetria e telecomando.

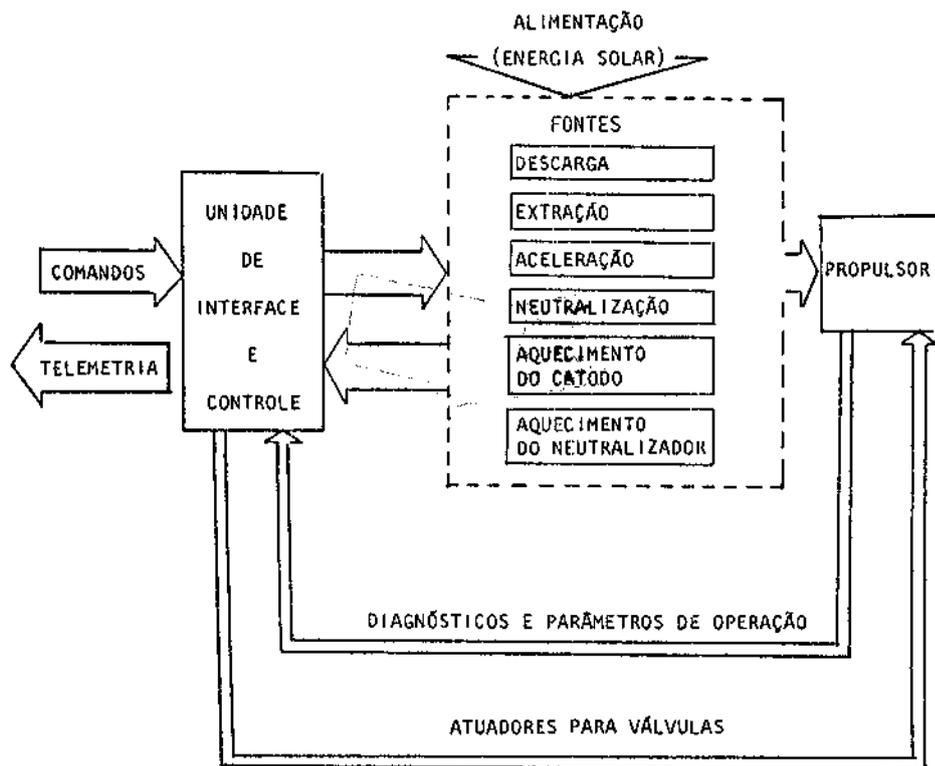


Fig. 13 - Diagrama de blocos do sistema elétrico do propulsor.

$$(m_t/T)_{\min} = \alpha_p (2q/m)^{1/2} [E_b + \alpha_m / \alpha_p (m/q) t / \eta_u]^{1/2} + \alpha_a (A_f/T) \quad (35)$$

Para obter os valores numéricos destas expressões é preciso estimar os parâmetros α_p , α_m , α_a . A Tabela 10 apresenta alguns valores para estes parâmetros obtidos de diversas fontes. As duas primeiras colunas apresentam valores para casos concretos de propulsores construídos visando a aplicação imediata em voo, um dos quais operando com mercúrio e outro com xenônio. A última coluna apresenta as massas específicas do sistema de potência do satélite de sensoriamento remoto da MECB. Os outros dados foram obtidos de um estudo realizado por Wilbur a respeito das massas dos itens de um sistema de propulsão iônica e representam o estado de arte da época (1984).

TABELA 10

VALORES PARA OS PARÂMETROS α_a , α_m e α_p OBTIDOS DE DIVERSAS FONTES

Referência:	Lewis R.C/ TRW, JUL- 1977	Culham (Martin, Bond, Lavender, 1988)	Wilbur 1984	Satélite SSR MECB (PCU + PDU)*
diâmetro	8 cm	10 cm	-----	-----
propelente	Mercúrio	Xenônio	-----	-----
potência	183 W	275 W	-----	127 W
empuxo	5,1 mN	11,4 mN	-----	-----
Massa do propulsor	3,4 Kg	2,0 Kg	-----	-----
Massa do sist. propel. + propel.	1,5 8,7 kg	5,2 2,0	----- -----	----- -----
Massa sist. elétrico	11,3 Kg	9,0 Kg	-----	6,5 Kg
α_a	68,0 g/cm ³	25,0 g/cm ³	10,0 g/cm ³	-----
α_m	1,2 g/g	3,6 g/g	1,1 g/g	-----
α_p	62,0 g/W	33,0 g/W	30,0 g/W	51,0 g/W

*PCU: Power Conditioning Unit; PDU: Power Distribution Unit

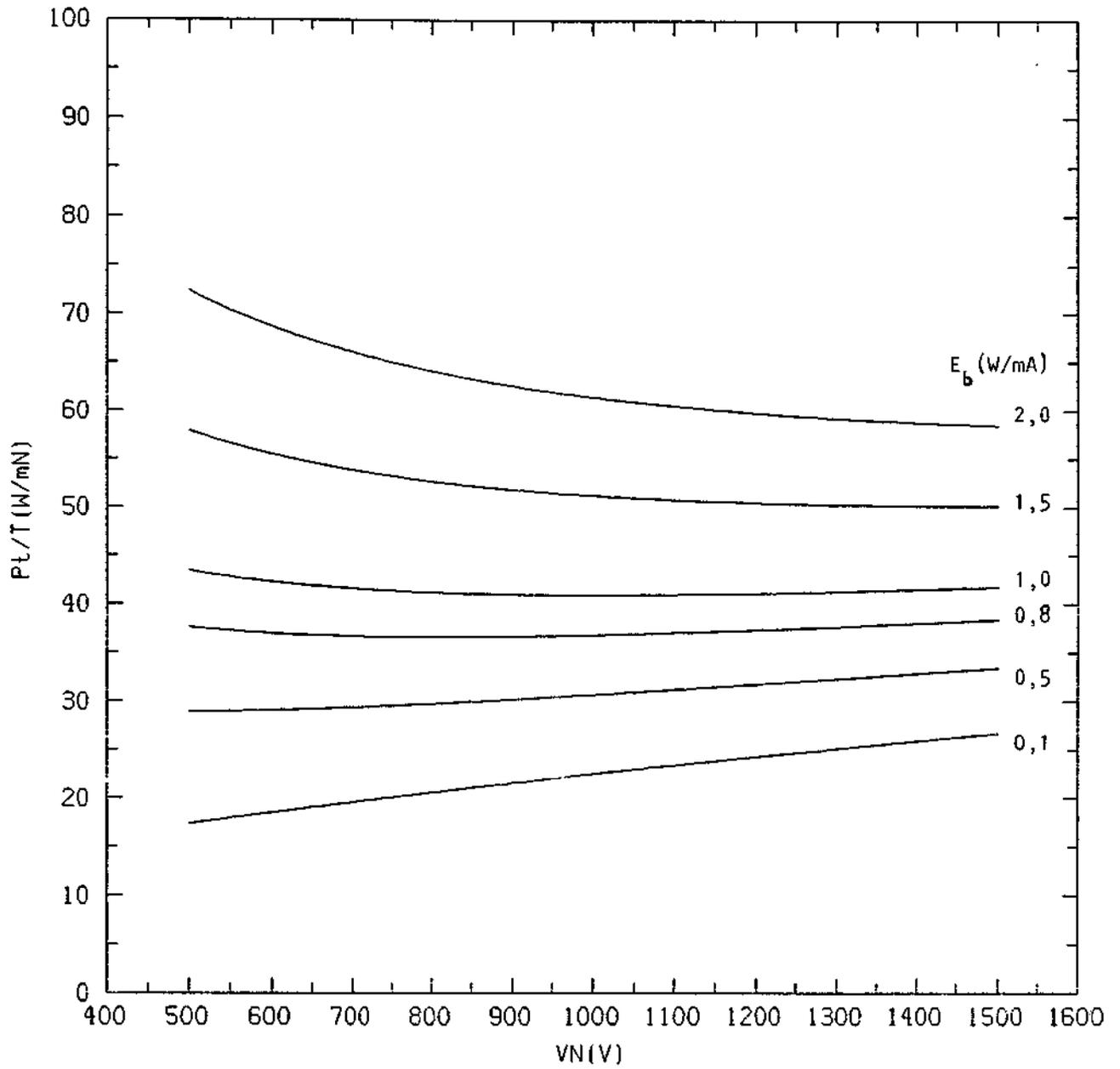
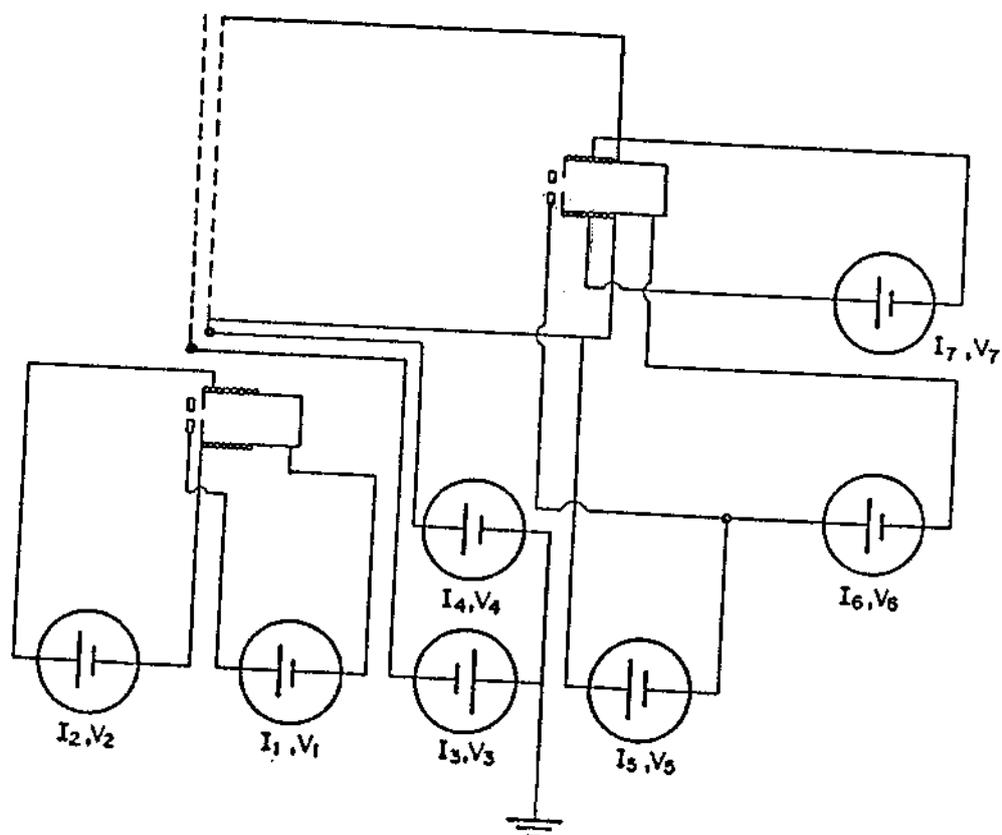


Fig. 15 - Potência consumida para diversas hipóteses de custo de produção de íons, em função do potencial do feixe.



$I_1, V_1 \sim 0,01A, 10V$: Corrente e tensão de descarga do neutralizador.

$I_2, V_2 \sim 0,1A, 5V$: Corrente e tensão de aquecimento do neutralizador.

$I_3, V_3 \sim 0,1mA, 100V$: Corrente e tensão da grade de aceleração

$I_4, V_4 \sim 0,02A, 1kV$: Corrente e tensão da grade de extração

$I_5, V_5 \sim 0,2A, 50V$: Corrente e tensão de descarga na câmara de descarga

$I_6, V_6 \sim 0,1A, 10V$: Corrente e tensão de descarga no catodo oco

$I_7, V_7 \sim 0,1A, 5V$: Corrente e tensão de aquecimento do catodo oco

Fig. 14 - Esquema de ligação das fontes do propulsor iônico e valores estimados para corrente e a tensão das mesmas para um empuxo de 1 mN.

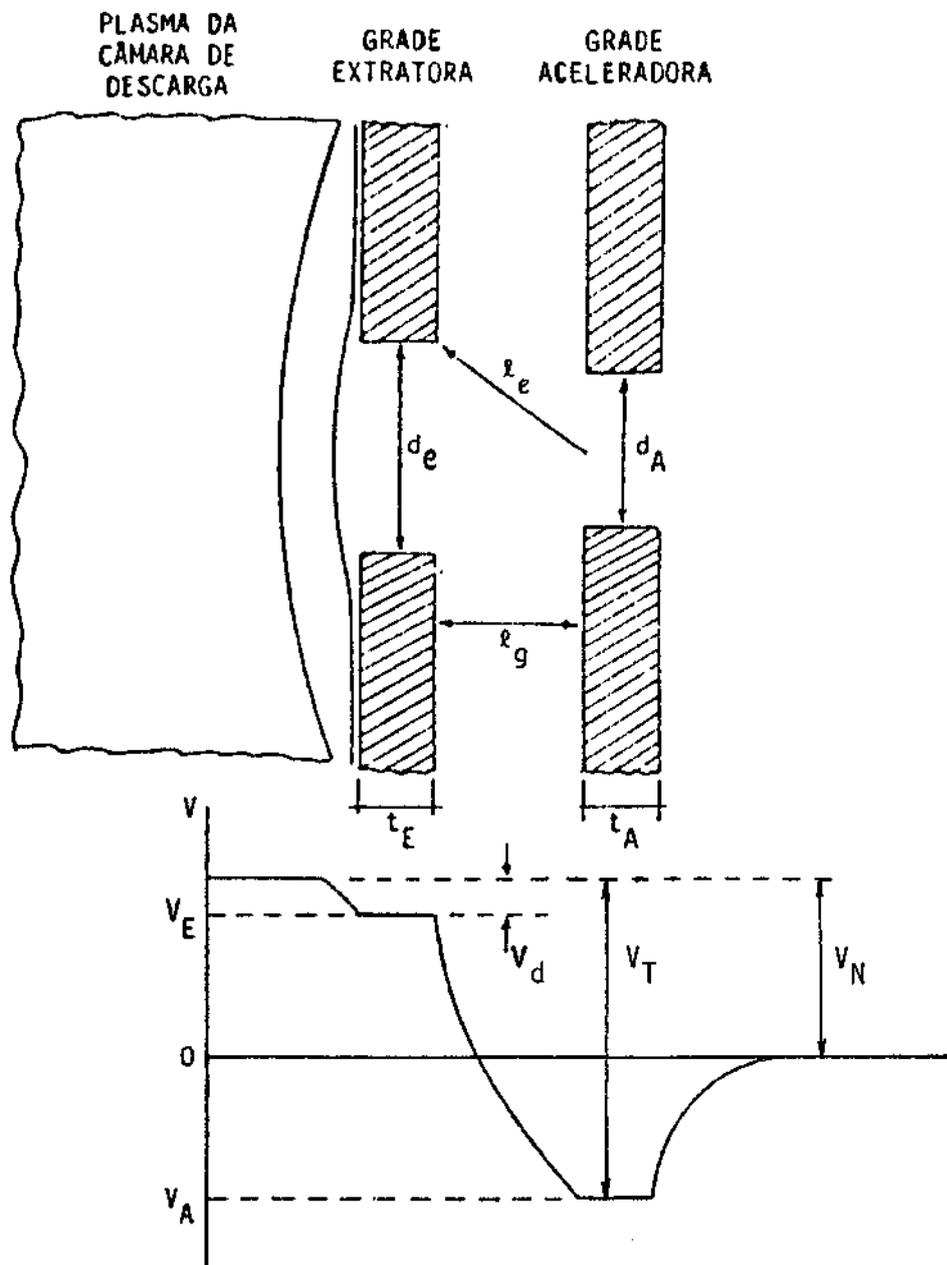


Fig. 6 - Parâmetros geométricos e distribuição de potencial típica de um sistema com duas grades para a extração de um feixe iônico.