



AUTORES AUTHORS	PALAVRAS CHAVES/KEY WORDS Propulsor Iônico Feixe de Ions		AUTORIZADA POR/AUTHORIZED BY <i>Ludwig</i> Gerson Otto Ludwig Chefe do LAP	
	AUTOR RESPONSÁVEL RESPONSIBLE AUTHOR <i>[Signature]</i> Gilberto Marrega Sandonato		DISTRIBUIÇÃO/DISTRIBUTION ☐ INTERNA / INTERNAL ☒ EXTERNA / EXTERNAL ☐ RESTRITA / RESTRICTED	
CDU/UDC 533.9		REVISADA POR / REVISED BY <i>Mario Ueda</i> Mario Ueda		DATA / DATE Novembro, 1989
TÍTULO/TITLE	PUBLICAÇÃO Nº PUBLICATION NO INPE-4980-RPE/606		ORIGEM ORIGIN LAP	
	PROPOSTA DE EXPERIMENTO A BORDO DO SEGUNDO SATÉLITE DE COLETA DE DADOS-SCD2 DA MECB		PROJETO PROJECT PION	
AUTORES/AUTHORSHIP	Gilberto Marrega Sandonato Antonio Montes Filho Gerson Otto Ludwig José Leonardo Ferreira Júlio Guimarães Ferreira		Nº DE PAG. NO OF PAGES 50	ULTIMA PAG. LAST PAGE 35
			VERSÃO VERSION	Nº DE MAPAS NO OF MAPS
RESUMO - NOTAS / ABSTRACT - NOTES Este trabalho descreve uma proposta feita junto à MECB, para a realização de testes de um micropropulsor iônico a bordo do satélite de coleta de dados SCD2. O estudo realizado visou o enquadramento das características operacionais do propulsor dentro das especificações técnicas exigidas pelo satélite SCD2.				
OBSERVAÇÕES / REMARKS Proposta apresentada a gerência da MECB em 08/07/89.				

**PROPOSTA DE EXPERIMENTO A BORDO DO
SEGUNDO SATÉLITE DE COLETA DE DADOS - SCD2 DA MECB**



**PROPULSOR IÔNICO
LABORATÓRIO ASSOCIADO DE PLASMA**

**PROPOSTA DE EXPERIMENTO A BORDO DO
SEGUNDO SATÉLITE DE COLETA DE DADOS - SCD2 DA MECB**

**PROPULSOR IÔNICO
LABORATÓRIO ASSOCIADO DE PLASMA**

ELABORAÇÃO



Gilberto Marrega Sandonato

Antonio Montes

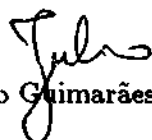
Antonio Montes Filho



Gerson Otto Ludwig



José Leonardo Ferreira



Júlio Guimarães Ferreira

APROVAÇÃO



Gerson Otto Ludwig

Data: 07/07/89



ABSTRACT

This work describes a proposition presented to MECB for the realization of tests of an ion thruster aboard the data collecting satellite SCD-2. The study is aimed to the compatibilization of the operational characteristics of the ion thruster to the specifications of SCD-2 satellite.



Tabela de Conteúdo

Recursos Humanos	<i>ix</i>
Lista de Figuras	<i>xi</i>
Lista de Tabelas	<i>xiii</i>
1. Plano Técnico e de Pesquisa	1
1.1. Sumário	1
1.2. Objetivos	2
1.3. Abordagem da Pesquisa	4
2. Experimento	16
2.1. Descrição do Experimento	16
2.2. Integração do Experimento	20
2.3. Operações em Solo	27
2.4. Operações em Órbita	27
3. Redução de Dados e Análises	28
4. Instalações e Equipamentos	32
5. Custos	33
6. Referências Bibliográficas	34



Recursos Humanos

Responsável: Gilberto Marrega Sandonato

Equipe:

Antonio Montes Filho

Carlos Augusto Pereira

Gerson Otto Ludwig

Gilberto Marrega Sandonato

José Leonardo Ferreira

Júlio Guimarães Ferreira



Lista de Figuras

1. Comparação de peso para sistemas de manutenção de posição norte-sul para satélites geostacionários de 2t	3
2. Princípio de funcionamento do propulsor iônico por bombardeio eletrônico	5
3. Geometria do propulsor iônico	8
4. Alternativas de localização do propulsor iônico no satélite SCD-2	13
5. Concepção estrutural para o propulsor iônico com câmara circular	17
6. Princípio de funcionamento do catodo oco	18
7. Alternativas para a integração elétrica do propulsor ao satélite	22
8. Integração elétrica do propulsor ao satélite utilizando-se uma bateria adicional	26
9. Localização dos sensores de telemetria	29
10. Diagrama esquemático do sistema de telemetria e aquisição de dados	30
11. Fluxograma de redução e análise dos dados relativos aos parâmetros de operação do propulsor iônico em voo	32



Lista de Tabelas

1. Parâmetros de projeto para o propulsor iônico	8
2. Parâmetros de operação calculados	9
3. Parâmetros elétricos e geométricos do sistema de grades para produção do feixe iônico	10
4. Valores estimados para a massa dos componentes do propulsor iônico	12
5. Consumo de potência (em W) do satélite durante operação do propulsor iônico. Modo de operação: determinação de atitude (visibilidade)	23
6. Consumo de potência (em W) do satélite durante operação do propulsor iônico. Modo de operação: stand-by (fora de visibilidade)	24
7. Simbologia e nomenclatura referente às Figuras 10 e 11	31
8. Cronograma de desembolso	33



1. Plano Técnico e de Pesquisa

1.1. Sumário

A idéia de propulsão iônica foi sugerida originalmente por Robert Goddard em 1906, mas somente na década de 50 estes dispositivos começaram a ser seriamente desenvolvidos visando sua utilização em missões espaciais. Hoje, países como os Estados Unidos, Rússia, Japão, Alemanha e Inglaterra já possuem propulsores iônicos com as mais variadas especificações e qualificados para missões espaciais como, por exemplo, aplicações em satélites geostacionários ou sondas interplanetárias.

No Brasil, o Laboratório Associado de Plasma iniciou efetivamente suas pesquisas em propulsão iônica no ano de 1985, através do desenvolvimento de um pequeno protótipo do tipo bombardeio eletrônico de gases inertes. Os resultados obtidos com este protótipo se revelaram bastante promissores, já que empuxos da ordem de 0,5 mN são facilmente obtidos usando baixa tensão de aceleração (~ 500 V) e um propelente de pequena massa atômica como o argônio⁽¹⁾. A potência global consumida para produzir este empuxo é da ordem de 100 W, valor este obtido sem nenhuma preocupação com a otimização do propulsor.

Atualmente, está se iniciando o desenvolvimento de um novo protótipo que deverá operar com xenônio. Este novo protótipo incorporará várias modificações visando otimizar sua operação. Assim, deverá ser utilizada uma fonte de elétrons primários do tipo catodo oco, grades de metal refratário de maior transparência e uma nova configuração de confinamento superficial do plasma na câmara de ionização. Com isso, deve-se conseguir um empuxo de 0,75 mN com um consumo de

potência global de 43 W para o regime de operação contínua do propulsor.

1.2. Objetivos

Esta proposta de experimento se insere num esforço mais amplo de desenvolvimento de propulsores iônicos para satélites. Propulsores iônicos são de grande interesse em aplicações de propulsão secundária, tendo em vista suas características de pequeno empuxo, grande impulso específico, baixo consumo de propelente e grande durabilidade. Em casos específicos, como a manutenção de posição ou controle de atitude de satélites geostacionários, a utilização de propulsores iônicos pode resultar em ganhos significativos (vide Figura 1), tendo sido calculado⁽²⁾ que, para realizar as operações acima, por um período de um ano, seria necessário uma massa de propelente da ordem de 0,1 a 0,2% da massa do satélite. Este consumo de propelente extremamente reduzido propicia um aumento considerável da carga útil ou da vida útil do satélite. Este é um aspecto que deve ser ressaltado, a saber, as vantagens do emprego de propulsores iônicos são patentes; no entanto, para sua utilização em larga escala faz-se necessário um maior número de testes em vôo, de maneira a aumentar a confiabilidade deste dispositivo.

Além das aplicações mencionadas acima, propulsores iônicos podem, por exemplo, ser utilizados com vantagem nas seguintes missões: elevação de satélites em órbitas terrestres baixas para órbitas geostacionárias; compensação da força de arrasto; controle do carregamento elétrico; manutenção da frequência de rotação em satélites estabilizados por rotação etc. Algumas destas aplicações são relevantes para os satélites da MECB e de grande interesse para futuros satélites de comunicação brasileiros. Assim, é importante que se dê ênfase ao desenvolvimento destes propulsores de maneira

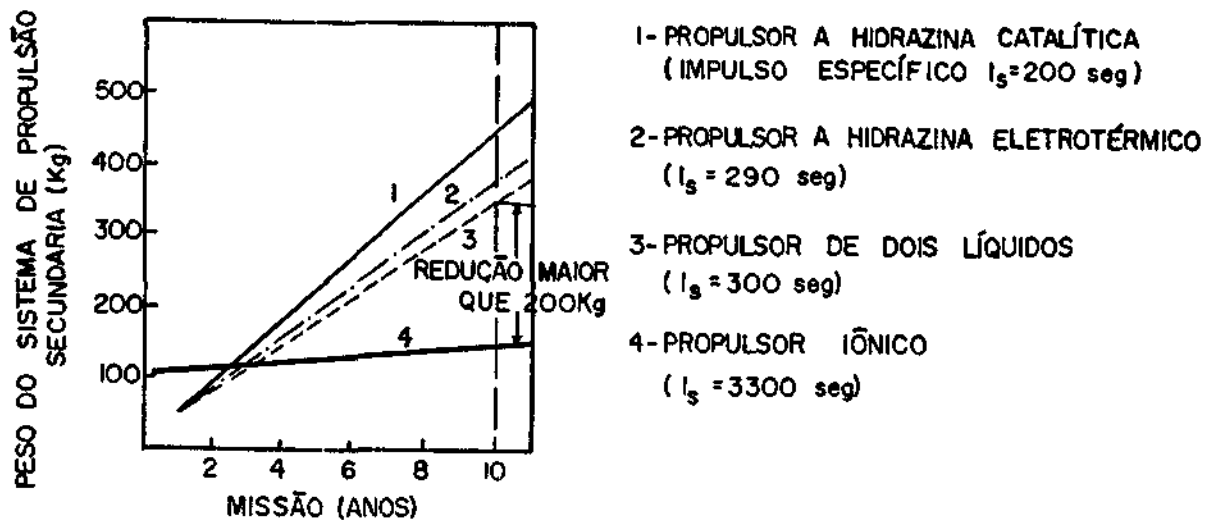


Figura 1. Comparação de peso para sistemas de manutenção de posição norte-sul para satélites geostacionários de 2 t.

a manter aberta a opção de seu emprego. Além disso, o ensaio em vôo de um propulsor iônico é uma parte essencial em seu desenvolvimento, não só porque isto permitirá a operação do propulsor em condições próprias de utilização, como também porque isto propiciará as informações necessárias para o desenvolvimento de propulsores adequados a missões futuras.

Esta proposta objetiva a construção e teste em vôo de um propulsor iônico com um empuxo de 0,75 mN, consumo de 43 W e empregando xenônio como propelente. Durante o vôo serão testadas as características de operação no espaço, o efeito de sua atuação na atitude do satélite e sua compatibilidade com o ambiente do satélite.

1.3. Abordagem da Pesquisa

Propulsores iônicos se baseiam na aceleração eletrostática de íons produzidos pelo bombardeio eletrônico de um gás em uma câmara de descarga, por elétrons provenientes de um filamento de metal refratário aquecido (W, Mo, Ta) ou de um catodo oco. O gás utilizado pode ser o vapor de um metal, como césio ou mercúrio, ou um gás nobre, como xenônio ou argônio. De forma a aumentar a eficiência de ionização dos elétrons emitidos pelo catodo (elétrons primários), é estabelecida uma configuração de campo magnético por meio de uma distribuição adequada de ímãs permanentes que confina estes elétrons na câmara de descarga. Desta maneira, os elétrons primários sofrem um maior número de colisões com os átomos do gás neutro antes de serem perdidos para a superfície do anodo. Do plasma assim gerado, um feixe de íons é extraído e acelerado por meio de um par de grades, imprimindo desta forma um empuxo ao satélite. Para evitar um desbalanceamento da carga elétrica do satélite, o feixe iônico deve ser neutralizado por meio de um segundo feixe composto de elétrons. A Figura 2 permite uma visualização esquemática do dispositivo descrito acima.

A seguir faz-se uma descrição sumária das expressões utilizadas no projeto conceitual do propulsor iônico.

O empuxo está relacionado com as propriedades do feixe através da relação

$$F = I_f \sqrt{\frac{2MV_f}{q}} \quad [\text{N}]. \quad (1)$$

Da Equação (1) pode-se ver que o empuxo é mais sensível à variação da corrente iônica (I_f) do que da tensão líquida de aceleração (V_f), ou mesmo da relação entre a massa e carga dos íons do feixe (M/q). Uma maneira de se conseguir um valor elevado de empuxo sem recorrer a altas tensões e correntes consiste na utilização de propelentes com grande relação massa/carga, como é o caso do xenônio. Outro fator que influencia na escolha do propelente é a taxa de produção de íons em função

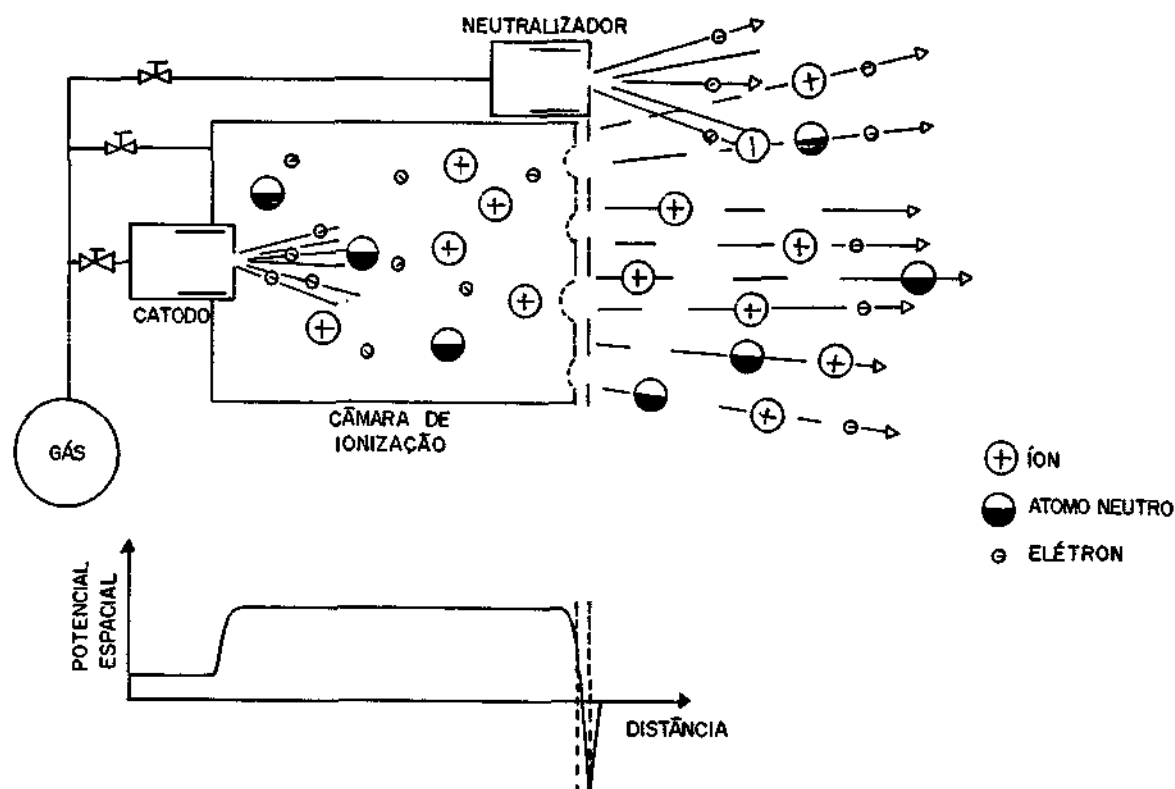


Figura 2. Princípio de funcionamento do propulsor iônico por bombardeio eletrônico.

da energia de ionização. Entre Cs, Hg e Xe, o que apresenta a maior taxa de produção de íons para uma energia de ionização entre 50 e 100 eV é o mercúrio (Hg) seguido do cério (Cs). No entanto, Cs e Hg são propelentes de alta reatividade e portanto contaminantes no caso de vazamento acidental ou de condensação após serem expelidos pelo propulsor. Além disso, propulsores que utilizam Cs e Hg necessitam de complicados sistemas de armazenamento e evaporação, o que não ocorre com os gases nobres. Com relação à potência consumida para gerar o plasma e o feixe de íons, tem-se visto ⁽³⁾ que é praticamente a mesma para os três propelentes mencionados acima.

Escolhendo-se o propelente e especificando-se o empuxo e a tensão de aceleração, a corrente iônica necessária é obtida a partir da Equação (1). Esta corrente, mais a eficiência de utilização de

propelente (η_u), permitem o cálculo do consumo de combustível dado por

$$\frac{q}{M}\dot{m} = \frac{I_f}{\eta_u} = I_f + \frac{q}{M}\dot{m}_0 \quad [A], \quad (2)$$

onde $\dot{m}_0$ é a taxa de perda, através das grades do propulsor, de propelente não ionizado

O impulso específico pode ser calculado através da expressão

$$I = \frac{F}{\dot{m}g} \quad [s], \quad (3)$$

onde g é a aceleração da gravidade ao nível do mar ($9,8 \text{ m/s}^2$).

A densidade de gás neutro no interior da câmara de ionização pode ser expressa como⁽³⁾

$$n_0 = \frac{(q/M)\dot{m}(1 - \eta_u)}{eA_g\phi_g} \sqrt{\frac{2\pi M}{k_B T_0}} \quad [\text{m}^{-3}], \quad (4)$$

onde A_g e ϕ_g são a área e a transparência da grade de aceleração, k_B é a constante de Boltzman e T_0 é a temperatura do gás neutro (em K). A temperatura do gás é suposta igual à temperatura das paredes da câmara de ionização. O cálculo da densidade de partículas neutras através da Equação (4) é necessário para a estimativa da pressão de trabalho na câmara que, para o xenônio, é dada por

$$p_0 = 1,38 \times 10^{-23} n_0 T_0 \quad [\text{Pa}]. \quad (5)$$

A corrente de descarga necessária para gerar o plasma é dada por

$$I_d = \frac{I_f}{2n_0\sigma_i V} \frac{A_i A_{ep}}{A_g\phi_g} \quad [A], \quad (6)$$

onde σ_i é a seção de choque para ionização, V é o volume de plasma, e A_i e A_{ep} são as áreas de perda para íons e elétrons primários dadas por⁽⁴⁾

$$A_i = 4N_e l_c \sqrt{r_{ep} r_i} + A_0 \quad [\text{m}^2], \quad (7)$$

$$A_{ep} = 2r_{ep} N_e l_e \quad [\text{m}^2]. \quad (8)$$

Nas equações (7-8), N_c e l_c são o número e o comprimento das linhas de cúspides do campo magnético, r_i e r_{ep} são os raios de Larmor para íons e elétrons primários, e A_0 é a área de perda para íons em regiões onde não há campo magnético aplicado. Conhecendo I_d , pode-se calcular a potência consumida na descarga e na produção do feixe através da expressão

$$P = I_d V_d + I_f V_f \quad [\text{W}], \quad (9)$$

e a energia por íon para gerar o feixe por

$$qE_i = \left(\frac{I_d}{I_f} - 1 \right) qV_d \quad [\text{eV/ion}]. \quad (10)$$

Das equações acima pode-se obter a eficiência elétrica (η_e) e total (η_t), que são dadas por

$$\eta_e = \frac{I_f}{P} (V_f + V_d), \quad (11)$$

$$\eta_t = \eta_e \eta_u. \quad (12)$$

Para completar o modelo teórico do propulsor é necessário definir-se a configuração de campo magnético na câmara de descarga. Com isto, as áreas de perda expressas pelas Equações (7) e (8) poderão ser calculadas. Extrapolando os resultados de Leung⁽⁶⁾, conclui-se que a maior densidade de plasma é obtida com o uso de uma configuração do tipo cúspide em linha, com quatro barras de ímãs distribuídas ao redor da câmara. Na Figura 3 estão representadas as duas configurações geométricas que o propulsor poderá assumir, dependendo da sua localização no satélite, juntamente com as linhas de fluxo magnético associadas.

Na Tabela 1 são mostrados os parâmetros de projeto adotados para o propulsor iônico discutido nesta proposta. Já na Tabela 2 são mostrados os parâmetros de operação calculados através das Equações (1-12), admitindo-se duas hipóteses para a temperatura das paredes da câmara de ionização. A hipótese mais pessimista, $T = 600 \text{ K}$, será utilizada nos cálculos seguintes.

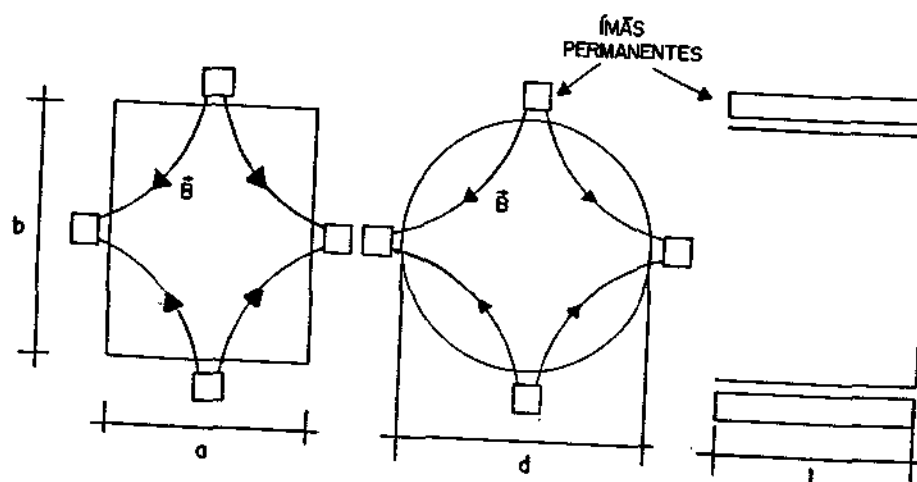


Figura 3. Geometria do propulsor iônico. No caso retangular, a e b são a largura e altura da grade. No caso circular, d é o diâmetro da grade. Em ambos os casos, o comprimento é l .

TABELA 1

Parâmetros de projeto para o propulsor iônico

Corrente do Feixe (I_f)	20 mA
Tensão de Aceleração (V_f)	500 V
Tensão da Descarga (V_d)	50 V
Largura da Grade (a)	3,6 cm
Altura da Grade (b)	5,4 cm
Diâmetro da Grade (d)	5,0 cm
Comprimento da Câmara de Descarga (l)	4,0 cm
Campo Magnético (B)	0,2 T
Número de Cúspides (N_c)	4
Eficiência de Utilização do Propelente (η_u)	0,7
Transparência da Grade (ϕ_g)	0,6
Propelente	Xenônio

Os parâmetros de operação mostrados na Tabela 2 são os mesmos tanto para a geometria

retangular quanto para a circular, pois ambas tem o mesmo volume de plasma e área de extração do feixe.

TABELA 2

Parâmetros de operação calculados

Temperatura das paredes da câmara (T_0)	300	600	K
Empuxo (F)	0,75	0,75	mN
Consumo de propelente ($\frac{g}{M} \dot{m}$)	29	29	mA
Densidade de gás neutro (n_0)	8×10^{17}	6×10^{17}	m^{-3}
Pressão de operação (p_0)	3×10^{-3}	5×10^{-3}	Pa
Corrente de descarga (I_d)	240	340	mA
Potência para produção do feixe (P)	22	27	W
Energia consumida por íon (E_i)	545	800	eV/ion
Eficiência elétrica (η_e)	0,62	0,64	
Eficiência total (η_t)	0,44	0,37	
Impulso específico (I)	1864	1864	s

O sistema de grades de extração obedece o modelo unidimensional de Langmuir- Child. Deste modelo pode-se obter a perveância normalizada por furo, que é dada por

$$\chi = \frac{l_e^2}{A_g \phi_g} \frac{I_f}{V_t^{3/2}} \quad [\text{perv}], \quad (13)$$

com

$$V_t = \frac{V_f}{R} = |V_a| + V_d + V_e \quad (14)$$

$$l_e^2 = d_e^2 \left(0,25 + \frac{l_g^2}{d_e^2} \right), \quad (15)$$

onde R é uma constante, d_e é o diâmetro dos furos na grade de extração, l_g é a separação entre grades e V_a e V_e são as tensões de aceleração e extração. O valor teórico máximo de χ é dado por

$$\chi(max) = \frac{4\epsilon_0}{9} \left(\frac{2q}{M} \right)^{1/2}, \quad (16)$$

que, para o xenônio, é igual a $4,7 \times 10^{-9} \text{ A/V}^{3/2}$. O modelo unidimensional de Langmuir-Child não leva em conta outros parâmetros das grades, tais como suas espessuras (s_e , s_a) e a relação entre os diâmetros dos furos (d_a/d_e). Estudos que investigaram estes aspectos⁽⁶⁾ mostram, porém, que a espessura não tem grande influência sobre as propriedades do feixe dentro de certos limites ($s_e/d_e \sim 0,1$, $s_a/d_e \sim 0,5$), e que para $d_a/d_e = 1,0$ é razoável supor a perveância igual ao limite teórico dado pela Equação (16). O trabalho de Aston⁽⁶⁾ mostra também que a escolha $l_g/d_e = 1,0$ e $R = 0,9$ favorece a obtenção de feixes com baixa divergência ($\alpha \simeq 12^\circ$), sem comprometer criticamente outros aspectos do sistema de grades. Assim, tomando $d_a/d_e = 1,0$, $l_g/d_e = 1,0$ e $R = 0,9$ e utilizando as Equações (13-16), obtém-se os resultados da Tabela 3 para um par de grades.

TABELA 3

Parâmetros elétricos e geométricos do sistema de grades para produção do feixe iônico

Distância efetiva de aceleração (l_e)	1,9 mm
Diâmetro dos furos - grade de extração (d_e)	1,7 mm
Diâmetro dos furos - grade de aceleração (d_a)	1,7 mm
Separação das grades (l_g)	1,7 mm
Tensão total (V_t)	556 V
Tensão de aceleração (V_a)	-56 V
Perveância normalizada por furo (χ)	4,7 nperv
Divergência do feixe (α)	12°

A expressão para a potência consumida para produzir o plasma e gerar o feixe, Equação (9), pode ser usada, juntamente com as Equações (1) e (10), para o cálculo da razão entre a potência e o empuxo. Assim,

$$\frac{P}{F} = \sqrt{\frac{qV_f}{2M}} \left[1 + \frac{E_i + V_d}{V_f} \right] \quad [\text{W/N}]. \quad (17)$$

Esta relação é mínima quando

$$V_f(\min) = E_i + V_d. \quad (18)$$

Tomando os valores de F , E_i e V_d da Tabela 2 obtém-se $V_f(\min) = 850 \text{ V}$ e $P(\min) = 26 \text{ W}$. Por outro lado, a massa total de um sistema de propulsão pode ser definida como

$$m_t = m_p + m_r + m_s, \quad (19)$$

onde $m_p = \alpha_p P$ é a massa das fontes de potência, $m_r = \alpha_m m$ é a massa do reservatório de propelente e $m_s = \alpha_a A_g$ é a massa da estrutura de sustentação dos componentes do propulsor. Valores para as constantes de proporcionalidade α_p , α_m e α_a são encontrados na literatura^(7,8,9), tendo sido adotados os seguintes valores: $\alpha_p = 40 \text{ g/W}$, $\alpha_m = 3,8$ e $\alpha_a = 40 \text{ g/cm}^2$. Da Equação (2) tem-se, para um tempo t de operação,

$$m = \frac{M}{q} \frac{I_f}{\eta_u} t, \quad (20)$$

que, juntamente com as Equações (1), (17) e (19), permite calcular a razão entre a massa total do propulsor e o empuxo

$$\frac{m_t}{F} = \alpha_p \sqrt{\frac{qV_f}{2M}} \left[1 + \frac{1}{V_f} \left(E_i + V_d + \frac{\alpha_m}{\alpha_p} \frac{M}{q} \frac{t}{\eta_u} \right) \right] + \frac{\alpha_a}{F} A_g. \quad (21)$$

Esta razão apresenta um valor mínimo para

$$V_f(\min) = E_i + V_d + \frac{\alpha_m}{\alpha_p} \frac{M}{q} \frac{t}{\eta_u}. \quad (22)$$

Usando os valores das constantes α , pode-se ver que

$$V_f(\min) = 850 + 0,67t \quad [\text{V}], \quad (23)$$

$$m_t(\min) = 776 + 48,5V_f(\min) \quad [\text{g}]. \quad (24)$$

Assim, para uma missão de 300 h obtém-se $V_f(\min) = 1,1 \text{ kV}$ e $m_t(\min) = 1,9 \text{ kg}$. Como se vê, o valor de 500 V escolhido para V_f não obedece a este critério nem tampouco ao critério de otimização da potência (Equação (18)), tendo sido escolhido visando manter a estabilidade da descarga. Esta escolha acarreta um pequeno aumento na massa de propelente e na massa total do propulsor, como mostradas na Tabela 4.

Segundo Brewer⁽²⁾, a potência consumida pelo catodo e pelo neutralizador representa cerca de 10% da potência de produção do feixe, ou seja, a potência total de operação do propulsor será da ordem de 30 W e, considerando que a eficiência típica das fontes de alimentação do propulsor é de 70%, a potência total solicitada do satélite será cerca de 43 W.

TABELA 4

Valores estimados para a massa dos componentes do propulsor iônico

Massa do propelente (m)	42 g
Massa das fontes de potência (m_p)	1,2 kg
Massa do reservatório de propelente (m_r)	0,22 kg
Massa da estrutura de sustentação (m_s)	0,78 kg
Massa total (m_t)	2,2 kg

Na Figura 3 estão mostradas duas possíveis geometrias para a câmara de descarga do propulsor iônico. A escolha dependerá do local onde será instalado o propulsor. Caso este possa ser instalado numa das tampas, onde não há células fotovoltaicas, todo o empuxo do propulsor poderá ser

utilizado, uma vez que o feixe de íons poderá ser direcionado ao longo da tangente à direção de rotação do satélite. Nesta situação, pode-se usar uma câmara circular. Caso contrário, o propulsor deverá ser instalado na parte interna do satélite e o feixe de íons será ejetado a um ângulo de 45° em relação à face do satélite. Com isso, o empuxo na direção tangencial será reduzido a 0,5 mN e a câmara de descarga terá necessariamente uma seção retangular. Estas duas alternativas são mostradas na Figura 4. Em ambos os casos, a eletrônica e o reservatório de propelente do propulsor serão instalados no interior do satélite.

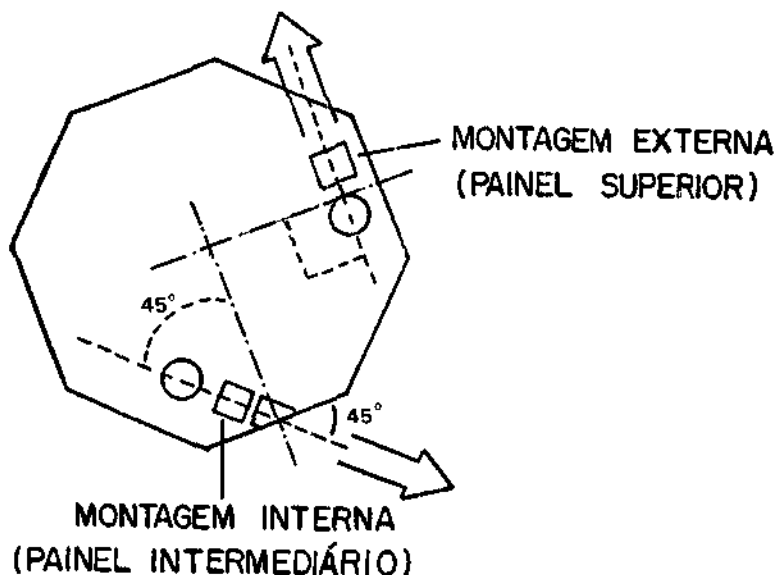


Figura 4. Alternativas de localização do propulsor iônico no satélite SCD-2.

Uma vez em vôo planeja-se monitorar o funcionamento do propulsor e a sua interação com o satélite. A primeira forma de monitoramento será feita por meio de sensores de temperatura e tensão, em várias partes do propulsor, e por sondas eletrostáticas, que permitem diagnosticar o plasma na câmara de descarga e o feixe de íons. A segunda forma será feita através do acompanhamento das variações da atitude do satélite durante a operação do propulsor. A variação da

frequência de rotação do satélite é dada por

$$\frac{\Delta\omega}{\Delta t} \simeq \frac{3600F}{\pi M_S R_S} \quad [\text{rpm/min}]. \quad (25)$$

Considerando um empuxo $F = 0,75 \text{ mN}$, o raio e a massa do satélite $R_S = 0,5 \text{ m}$ e $M_S = 115 \text{ kg}$, obtém-se $\Delta\omega/\Delta t = 0,015 \text{ rpm/min}$, que é equivalente ao que se pretende obter utilizando a bobina de controle de atitude do satélite. Estes dados permitirão uma maior adequação e otimização do propulsor iônico para futuras missões.

A seguinte metodologia será adotada para o desenvolvimento de um modelo de vôo do propulsor iônico:

(i) Construção, montagem e testes da fonte de íons do propulsor.

Nesta etapa serão construídas a câmara de descarga, as grades de extração e aceleração do feixe, e a estrutura de sustentação de todo o conjunto. Está prevista a importação de ímãs de SmCo que serão montados após a construção da câmara de descarga. O conjunto será então submetido a testes de desempenho, visando a caracterização da fonte de íons com relação à geração de plasma e à extração de feixes iônicos. Nesta fase poderão ser utilizados filamentos de metal refratário para a produção dos elétrons primários. Concomitantemente, serão construídos e caracterizados os catodos ocos que serão, posteriormente, integrados à câmara de descarga para a geração dos elétrons primários e do feixe de neutralização. O teste final desta etapa deverá caracterizar todo o funcionamento da fonte de íons através da análise dos parâmetros de plasma, por meio de sondas eletrostáticas, e da corrente iônica, por meio de analisadores de energia. Será analisada também a composição estequiométrica do feixe, por meio de espectrômetros de massa, de forma a determinar o nível de erosão por bombardeio iônico das superfícies internas do propulsor. Todos estes testes serão realizados em câmaras de vácuo do LAP disponíveis para este fim.

(ii) Construção, montagem e testes do sistema de armazenamento e alimentação de propelente.

A construção do tanque de propelente deverá ser contratada a uma firma especializada em acondicionamento de gases a alta pressão (6 MPa). Os parâmetros serão determinados pelas especificações do projeto com respeito à massa e volume do tanque. As válvulas do sistema de alimentação foram idealizadas para operarem apenas no modo aberto ou fechado. O controle de fluxo será feito por meio de um orifício com o diâmetro calibrado para uma dada vazão. Em vista disto, o tanque de propelente será dimensionado para uma massa maior de propelente, de maneira a manter a pressão no duto de gás praticamente constante durante o tempo de operação do propulsor. Uma vez estando pronto e qualificado para funcionamento, este sistema deverá ser acoplado à fonte de íons para testes de operação do conjunto.

(iii) Testes de neutralização do feixe e determinação do empuxo do propulsor.

Nesta etapa deverá ser testado o sistema de neutralização e sua eficiência no balanceamento da carga elétrica do propulsor. O neutralizador a ser empregado é do tipo catodo oco e sua localização pode ser vista na Figura 2. O empuxo será maior quanto melhor for a neutralização do feixe de íons.

A determinação do empuxo será feita tanto de forma indireta, através da medida da corrente iônica extraída, como diretamente, por meio de um pêndulo de torsão.

(iv) Desenvolvimento das fontes de alimentação do propulsor.

As fontes de tensão e corrente que alimentarão o propulsor em órbita, já se encontram em desenvolvimento nos laboratórios do LAP. Estas fontes deverão apresentar um rendimento da ordem de 70% na conversão da potência disponível no satélite em potência útil no propulsor. Para o desenvolvimento de fontes com qualificação espacial precisaremos contar com o apoio de grupos

com experiência nesta área dentro do INPE.

(v) Testes de funcionamento de longa duração.

Nesta última etapa, serão realizados testes de qualificação do modelo de engenharia do propulsor. Durante estes testes o propulsor será operado a plena carga, simulando operações em voo por um período de cerca de 500 h.

A concepção estrutural adotada para o propulsor iônico, com câmara de descarga de secção circular, está mostrada na Figura 5. Para a câmara de secção retangular a concepção seria semelhante.

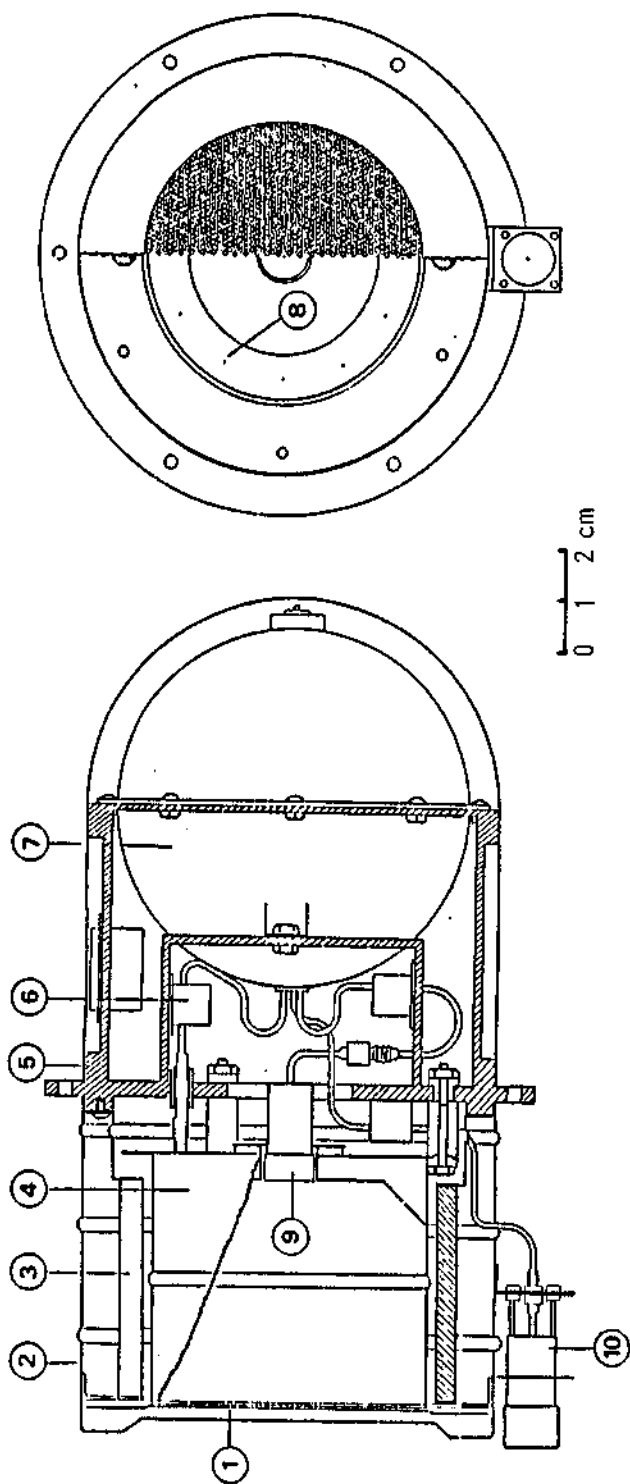
2. Experimento

2.1. Descrição do Experimento

O propulsor iônico é constituído de vários componentes que precisam ser otimizados e adequados ao experimento. A seguir, descrevemos os desenvolvimentos necessários para cada componente:

(i) Catodo oco.

No protótipo desenvolvido pelo LAP, os elétrons primários são produzidos por filamentos de metal refratário. No entanto, este método é pouco eficiente, particularmente em missões espaciais, e a alternativa adotada consiste na utilização de catodos ocos, que possuem alta eficiência e vida



- 1. GRADES DE ACELERAÇÃO
- 2. BLINDAGEM
- 3. ÍMãs PERMANENTES
- 4. CÂMARA DE IONIZAÇÃO
- 5. ESTRUTURA DE SUSTENTAÇÃO

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

Figura 5. Concepção estrutural para o propulsor iônico com câmara circular.

útil bastante longa.

No catodo oco a fonte de elétrons consiste em um plasma produzido a partir do próprio gás utilizado como propelente. Estes elétrons, após serem acelerados, serão responsáveis pela ionização do gás propelente na câmara de descarga. O catodo oco é constituído de um pequeno tubo cuja superfície interna é recoberta com BaO que, ao ser aquecido, emite elétrons que irão ionizar o gás liberando mais elétrons. A vantagem deste procedimento é que a potência gasta na produção dos elétrons primários é bem menor que aquela necessária para produzir o mesmo número de elétrons primários fazendo-se uso de filamentos de metal refratário. Uma representação esquemática deste dispositivo é mostrada na Figura 6.

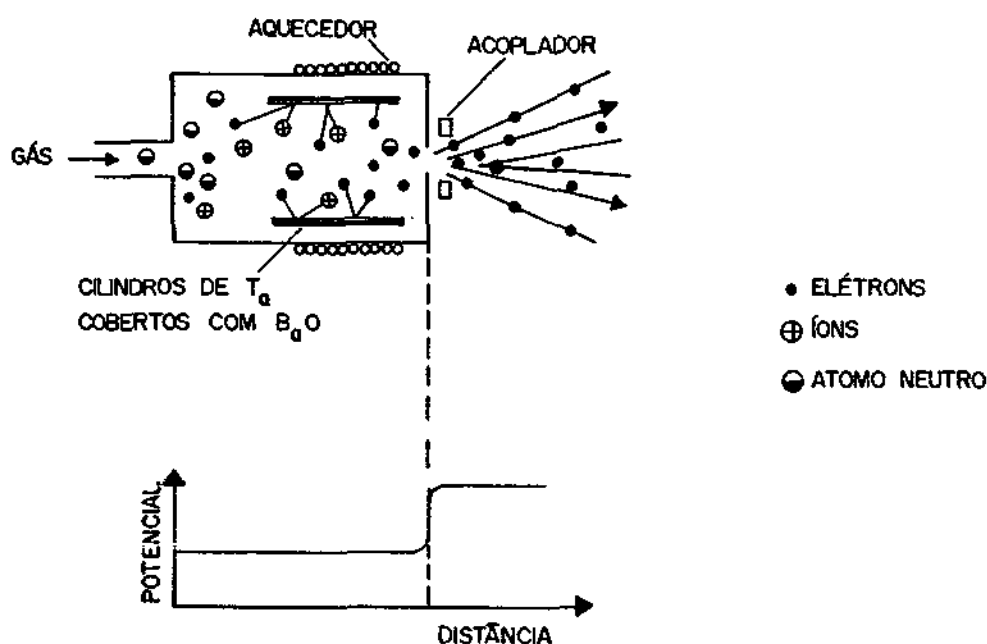


Figura 6. Princípio de funcionamento do catodo oco.

O principal elemento na construção de catodos ocos é a solução de BaO, que já é produzida no

LAP. Assim, a otimização deste dispositivo envolverá apenas testes de extração da corrente elétrica e de durabilidade da camada de óxido.

(ii) Câmara de descarga.

A câmara de descarga em uso no presente protótipo do propulsor iônico tem 7 cm de diâmetro, 14 cm de comprimento e utiliza ímãs permanentes de ferrita. O modelo de vôo terá dimensões diferentes e utilizará ímãs de SmCo, e deverá ser testado visando determinar sua resistência a vibrações e a fadiga térmica, e o momento magnético do conjunto de ímãs.

(iii) Sistema de grades.

As grades de extração e aceleração do feixe serão construídas em metal refratário, segundo as especificações na Tabela 3. Na sua construção serão observados os seguintes aspectos: calibração da distância entre grades, para otimização da extração e eliminação de centelhamento elétrico; desalinhamento das grades devido ao aquecimento produzido pelo plasma; nível de erosão provocado pelo bombardeio iônico; e ângulo de dispersão do feixe.

O sistema de grades será sempre testado conjuntamente com a câmara de descarga, descrita no item anterior.

(iv) Válvulas para o sistema de injeção de gás.

As válvulas para o sistema de injeção de gás serão do tipo solenóide, com a função única de permitir ou não a passagem de propelente. Estas válvulas são semelhantes às desenvolvidas no INPE para propulsores a hidrazina e esperamos contar com a colaboração do grupo responsável por seu desenvolvimento para a construção das válvulas do propulsor iônico.

(v) Conexões e reservatório de propelente.

As conexões serão de aço inoxidável com diâmetro de 1/4 in. e terminações rosqueadas padrão NPT. O reservatório de propelente será fabricado em alumínio para armazenar 80 g de xenônio a uma pressão de 6 MPa.

(vi) Fontes de alimentação elétrica.

Já foram desenvolvidas, no LAP, fontes chaveadas de corrente de 25 A/ 10 V sem, entretanto, nenhuma preocupação com qualificação espacial. Para isto, esperamos contar com a colaboração de grupos especializados nesta área no INPE.

2.2. Integração do Experimento

Quanto à integração do experimento ao satélite, serão apresentadas duas alternativas que diferem quanto à localização da câmara de descarga do propulsor (ver Seção 1.3 e Figura 3). Uma das alternativas prevê a instalação desta câmara no interior do satélite, com a saída do feixe por uma das janelas laterais existentes no painel solar. Neste caso, todo o sistema de propulsão iônica ficará instalado no volume disponível no interior do satélite, conforme especificado na CI MEC – 051/89, e prevê-se a utilização de uma câmara de secção retangular para otimizar o aproveitamento da área da janela de saída.

A outra alternativa prevê a instalação da câmara de descarga do propulsor no painel superior do satélite. Neste painel serão instaladas as antenas e as bobinas de torque, e não está prevista a presença de painel solar, de modo que não deverá haver problemas de compatibilidade entre o propulsor e equipamentos vizinhos. O reservatório de propelente, as fontes elétricas e demais

equipamentos do sistema de propulsão ocupariam o volume disponível no interior do satélite. Esta opção permitiria o aproveitamento de todo o empuxo do feixe iônico e simplificaria o tratamento dos problemas de dissipação térmica e de isolamento elétrica. Assim, embora esta segunda alternativa não obedeça estritamente aos termos da CI MEC – 051/89, ela é preferencial se examinada do ponto de vista exclusivo do subsistema de propulsão iônica.

A seguir serão discutidos os aspectos considerados relevantes com relação à integração do propulsor iônico ao satélite, salientando-se as peculiaridades inerentes a cada uma das opções discutidas acima. Ressalte-se que o propulsor não acarretará problemas de contaminação, já que o propelente, sendo um gás nobre, é inerte quimicamente e só se condensa a temperaturas extremamente baixas (-107°C).

A questão mais crítica, com relação à integração do propulsor ao satélite, é a do consumo de potência elétrica. A estimativa de consumo total do propulsor durante sua operação normal é de cerca de 30 W. Considerando a eficiência típica ($\sim 70\%$) dos conversores DC/DC necessários para se obter os diversos níveis de tensão requeridos pelo propulsor, conclui-se que o sistema de propulsão iônica solicitará cerca de 43 W da fonte de energia a que estiver ligado.

A Figura 7 representa a situação descrita acima, mostrando os diversos barramentos de tensão existentes e as respectivas potências máximas disponíveis⁽¹⁰⁾. Vê-se que a potência total disponível na saída da unidade de distribuição de potência (PDU) é da ordem de 38 W e, portanto, insuficiente para operar o propulsor iônico. Na verdade, a potência disponível é menor ainda, uma vez que o receptor de telemetria/telecomando e o decodificador de telecomando nunca serão desligados, consumindo permanentemente ~ 13 W do barramento de 27 V^(10,11). Além disso, para a operação do propulsor será necessário utilizar ainda o codificador de telemetria e os sensores de atitude, que consomem mais $\sim 5,4$ W. Isto reduz a potência disponível a cerca de 20 W. Considerando

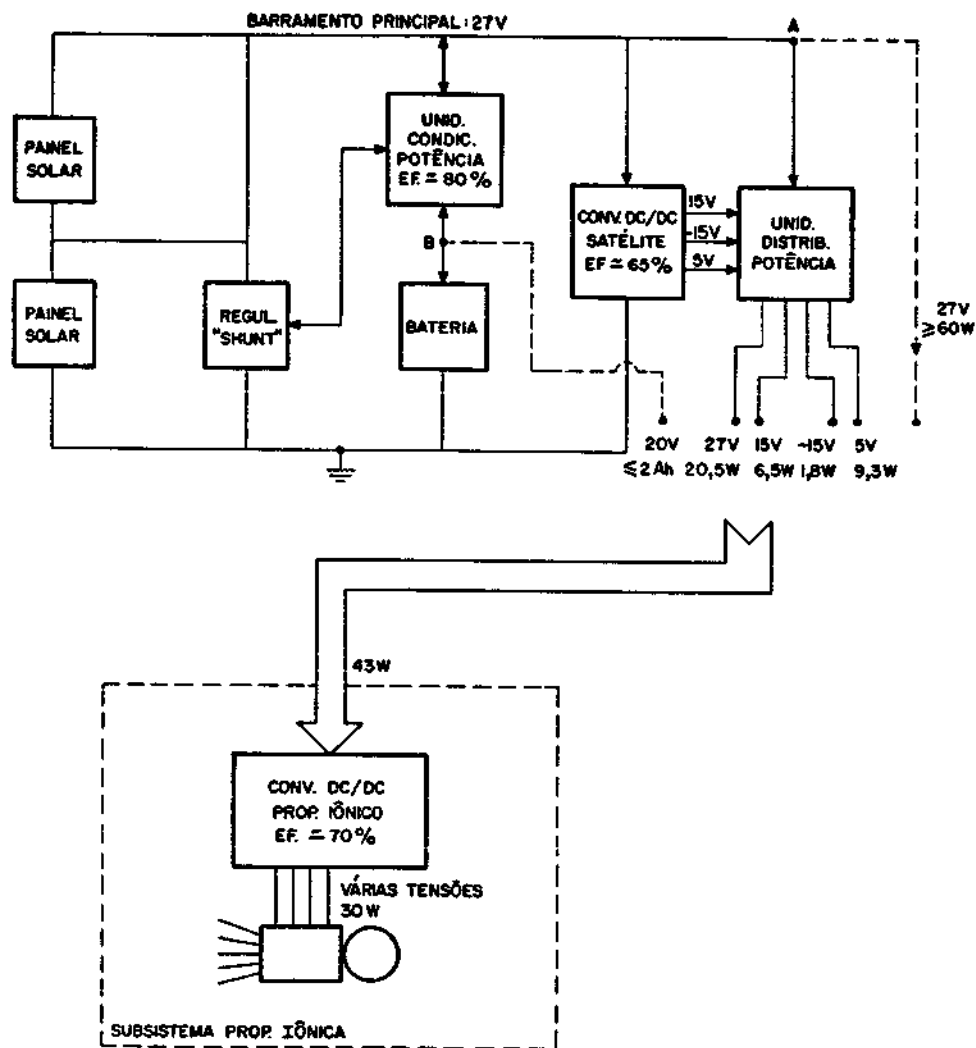


Figura 7. Alternativas para a integração elétrica do propulsor ao satélite.

finalmente que os sinais de telemetria deverão ser transmitidos para a estação de rastreamento em Cuiabá ou armazenados a bordo, conclui-se que será necessário manter ligado o transmissor de telemetria ($\sim 5,8\text{ W}$) ou o computador de bordo ($\sim 7,0\text{ W}$). Em qualquer dos casos há menos de 14 W de potência total disponível para uso pelo subsistema de propulsão iônica nos barramentos da PDU.

Em decorrência do descrito acima, conclui-se que o propulsor não pode ser ligado aos barra-

mentos atualmente previstos na PDU. A Figura 7 sugere duas alternativas, a saber, a ligação direta do subsistema, através de um barramento extra, ao barramento principal (hipótese A) ou à bateria do satélite (hipótese B). As Tabelas 5 e 6 mostram o balanço de potência decorrente de cada uma destas hipóteses.

TABELA 5

Consumo de potência (em W) do satélite durante operação do propulsor iônico

Modo de operação: determinação de atitude (visibilidade)

Barramento	27 V	Outros
Receptor TMTC	4,37	
Decodificador TC	8,64	
Transmissor de Telemetria	5,80	
Sensores	1,43	2,35
Codificador de Telemetria		1,54
Computador		0,0
Total - Saída PDU	20,24	3,89
Total Barramento Principal s/ Propulsor	27,7	
Total Bateria s/ Propulsor	34,6 ($I_D \simeq 1,7 \text{ A}$)	
Total Barramento Principal c/ Propulsor (Hip. A)	~ 71	
Total Bateria c/ Propulsor (Hip. B)	$\sim 78(I_D \sim 3,9 \text{ A})$	

A hipótese A se baseia na constatação de que a potência disponível no barramento principal de 27 V varia bastante com as condições de insolação (entre 60 e 100 W), o que requer que o excesso de potência seja eliminado via dissipadores de calor. A idéia consiste, portanto, em que este excesso de potência possa ser utilizado ocasionalmente pelo propulsor. Deve-se salientar que os valores nas

TABELA 6

Consumo de potência (em W) do satélite durante operação do propulsor iônico

Modo de operação: stand-by (fora de visibilidade)

Barramento	27 V	Outros
Receptor TMTC	4,37	
Decodificador TC	8,64	
Transmissor de Telemetria	0,0	
Sensores	1,43	2,35
Codificador de Telemetria		1,54
Computador		7,00
Total - Saída PDU	14,44	10,89
Total Barramento Principal s/ Propulsor	32,6	
Total Bateria s/ Propulsor	40,8 ($I_D \simeq 2,0 \text{ A}$)	
Total Barramento Principal c/ Propulsor (Hip. A)	~ 76	
Total Bateria c/ Propulsor (Hip. B)	$\sim 84(I_D \sim 4,2 \text{ A})$	

Tabelas 5 e 6 não incluem a potência necessária para recarregar a bateria (43 W), o que significa que a operação do propulsor só é possível durante o trecho da órbita em que o satélite está sob iluminação solar ($\sim 60 \text{ min}$) e após o recarregamento total da bateria ($\sim 35 \text{ min}$), ou seja, por cerca de 25 min.

A hipótese B visa tornar a alimentação do propulsor independente das condições de geração do painel solar. Neste caso, o propulsor seria operado durante um trecho de uma certa órbita, provocando um descarregamento mais acentuado da bateria, que seria repostado nas órbitas seguintes. Será suposto que a bateria possa atingir uma profundidade de descarregamento (DOD) de 25%, o que é aceitável^(10,11). Como a capacidade mínima da bateria é 8 Ah, esta suposição equivale

a um descarregamento máximo de 2 Ah e, para $I_D = 4,2$ A (ver Tabela 5 e 6), a um tempo de descarregamento máximo de ~ 28 min.

Uma terceira alternativa para a ligação elétrica do propulsor ao satélite está esquematizada na Figura 8. Esta alternativa prevê a utilização de um conjunto auxiliar de baterias, que supriria a demanda de potência do propulsor durante seu funcionamento. Após o término de cada período de operação do propulsor, haveria um período de recarregamento utilizando para tanto apenas 4 W do barramento de 15 V fornecido pela PDU. O conjunto auxiliar de baterias deverá possuir 8 células de 8 Ah de capacidade mínima e uma tensão total mínima de 8,8 V. Para um descarregamento máximo de 2 Ah e uma corrente de descarga máxima de 4,9 A, o tempo máximo de operação do propulsor será de cerca de 25 min. A corrente e o tempo de recarregamento serão 0,27 A e 9 h, respectivamente.

Esta última alternativa tem a vantagem de se ater estritamente aos termos da CI MEC-051/89, não requerendo alterações na arquitetura elétrica do satélite. Possui, porém, a desvantagem de exigir um intervalo de tempo maior entre duas operações consecutivas do propulsor. Além disso, a inclusão de um conjunto adicional de baterias no volume reservado ao experimento exige cuidados com relação ao momento magnético residual da bateria e à faixa limitada de temperatura em que ela deverá operar. Crê-se porém que estas dificuldades são superáveis e, não sendo o intervalo entre operações um parâmetro crítico para os objetivos do teste em vôo do propulsor, acredita-se que esta alternativa é a mais adequada. Estas conclusões independem da localização da câmara de descarga do propulsor.

Quanto ao aspecto de integração magnética do propulsor ao satélite, a configuração de ímãs permanentes utilizada na câmara de descarga possui um momento de dipolo magnético resultante nulo, em princípio, uma vez que os quatro ímãs se opõem dois a dois, como mostra a Figura 3.

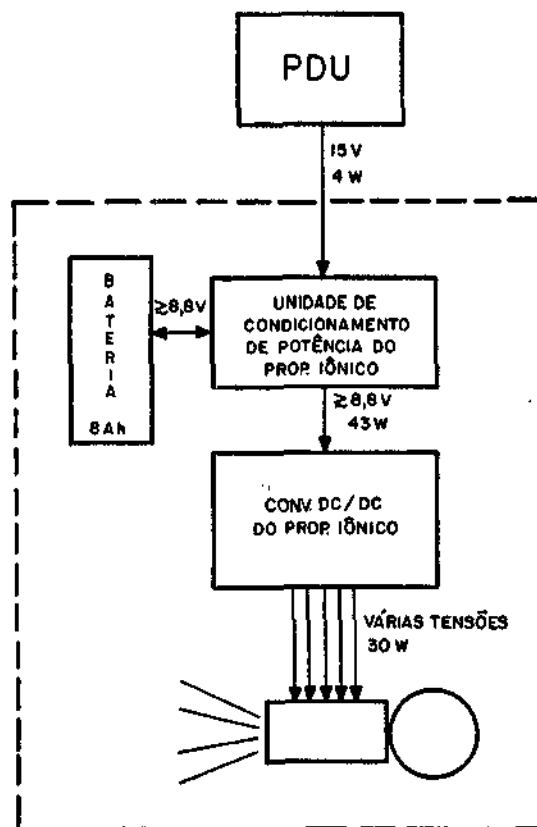


Figura 8. Integração elétrica do propulsor ao satélite utilizando-se uma bateria adicional.

Devido porém a problemas de alinhamento ou diferenças entre ímãs, poderá haver um dipolo residual cujo valor não deverá ultrapassar a especificação de 10^{-2} A m^2 imposta aos equipamentos do satélite. Como o dipolo magnético de cada ímã é da ordem de 10 A m^2 , os ímãs deverão ser especificados com precisão melhor que 0,1% quanto ao valor da magnetização. De qualquer forma, após a montagem da câmara de descarga o dipolo residual deverá ser medido e, se necessário, compensado com pequenos ímãs adicionais ou blindado com materiais de alta permeabilidade (μ -metal). O cancelamento conseguido deverá resistir aos testes de vibração e durabilidade. Outro componente que deve ser mencionado é a bateria adicional, caso seja utilizada. Uma vez, porém,

que esta bateria possuirá apenas a metade do número de células da bateria principal do satélite, sua utilização não deverá acarretar problemas adicionais muito significativos.

2.3. Operações em Solo

Na fase de pré-lançamento deverão ser testadas todas as fontes de alimentação elétrica e também as válvulas do sistema de propelente, de forma a comprovar a sua correta operação. As fontes que alimentam as resistências de aquecimento dos catodos ocos deverão ser energizadas por pulsos rápidos, de maneira a não comprometer as superfícies termoemissoras por ativação em atmosfera normal.

Na fase de pós-lançamento, o procedimento é análogo ao anterior, sendo que, agora, os catodos deverão ser aquecidos para a sua ativação em vácuo. O procedimento de ativação será descrito após finalizada a construção dos catodos ocos.

2.4. Operações em Órbita

Planeja-se funcionar o propulsor durante um período de 30 min em cada 10 h e registrar a alteração provocada na velocidade angular do satélite.

Após a ativação dos catodos, o propulsor será acionado por telecomandos via OBC alguns minutos antes (~ 3 min) da entrada do satélite no período de visibilidade da estação de rastreamento de Cuiabá. No início deste período, os dados referentes aos parâmetros de funcionamento do propulsor e da atitude do satélite, armazenados na memória do computador de bordo, deverão ser descarregados para análise. Durante o período de visibilidade (~ 10 min), deverão ser enviados dados em tempo real referentes às fontes de alimentação, sensores de temperatura e sondas eletrostáticas, através dos 21 canais analógicos e 4 bi-níveis de telemetria. Após este período, o propulsor deverá continuar operando até completar o ciclo programado e os dados deverão ser armazenados para descarregamento na passagem seguinte.

O acompanhamento inicial deverá ser feito por dois pesquisadores do LAP e pelo pessoal de apoio do segmento de solo. Após comprovado o bom funcionamento do propulsor, as operações do propulsor poderão ser acompanhadas através da análise de dados gravados em fitas magnéticas. Este procedimento continuará até completar-se o período de 300 h, programado para a operação do propulsor.

3. Redução de Dados e Análises

O esquema de acoplamento elétrico para controle e transmissão de dados, por canais de telemetria direta ou via OBC, pode ser visto nas Figuras 9 e 10. Na Tabela 7 estão relacionados todos os símbolos utilizados nestas figuras e os seus significados.

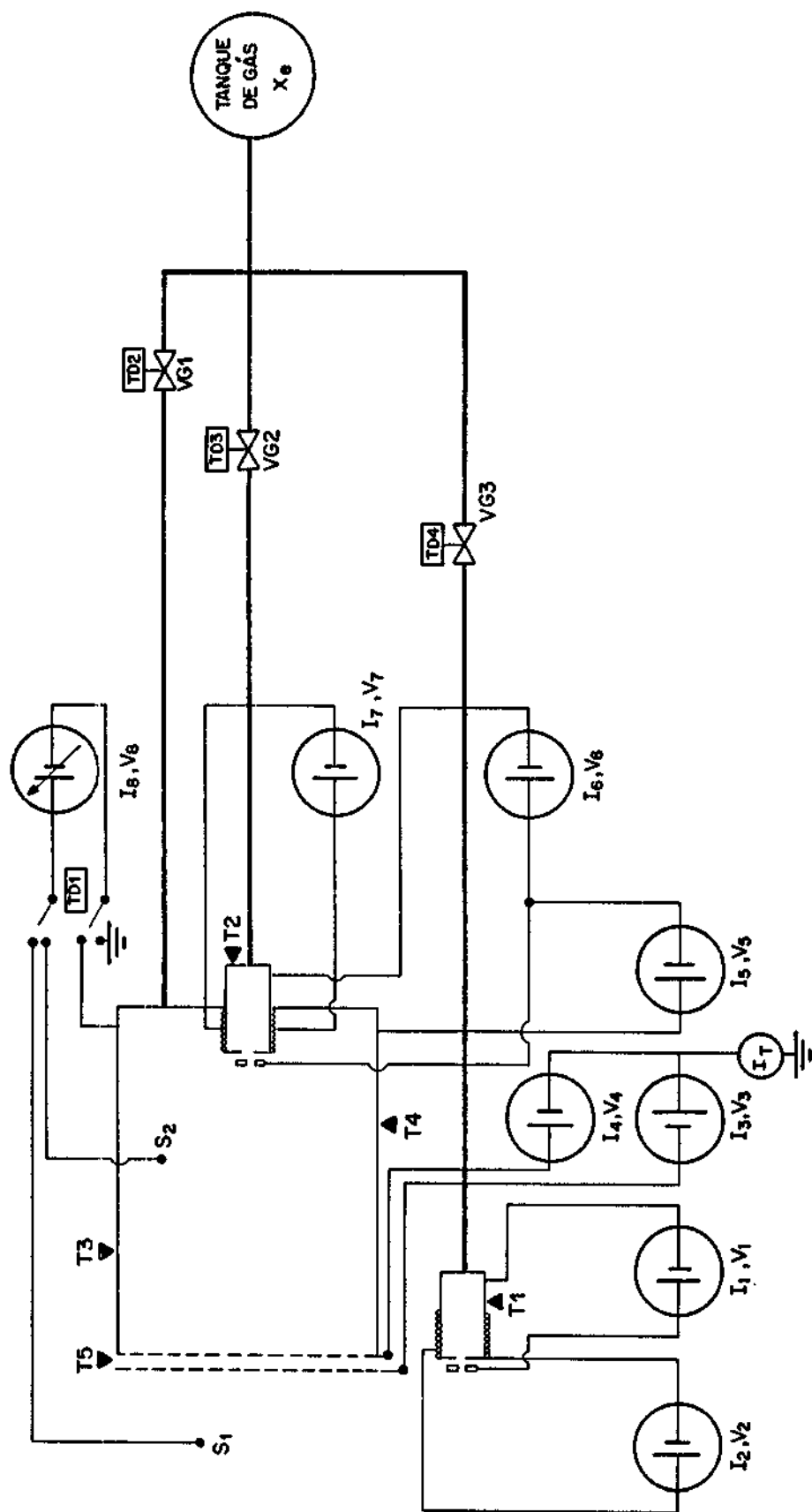


Figura 9. Localização dos sensores de telemetria.

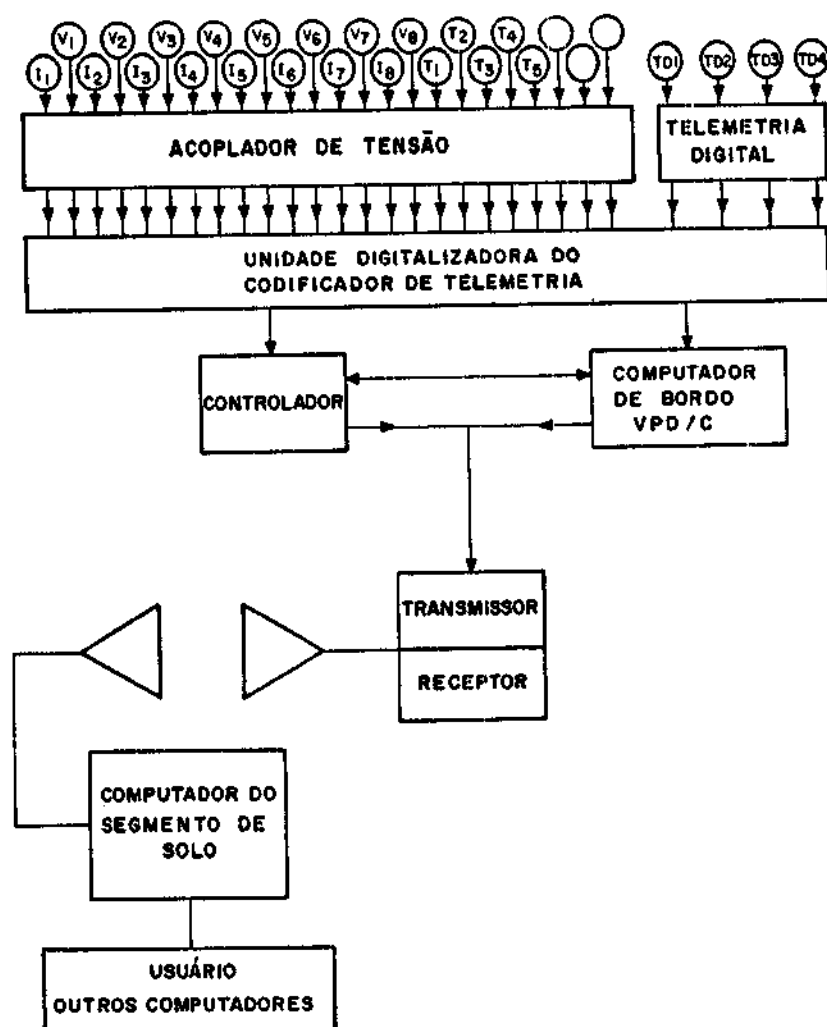


Figura 10. Diagrama esquemático do sistema de telemetria e aquisição de dados.

Os dados referentes a correntes, tensões e temperaturas ocuparão 21 dos 24 canais analógicos de telemetria. Todos os canais de telemetria digital (4) serão ocupados com a monitoração do funcionamento das sondas e válvulas de admissão de gás, estas últimas podendo ser acionadas por telecomando direto ou via OBC, dependendo da condição de funcionamento do propulsor. A telemetria $TD_1 = 1$ indica sonda interna ligada e $TD_1 = 0$ sonda externa ligada.

O processamento dos dados relativos aos parâmetros de funcionamento do propulsor, provenientes dos períodos de operação, deverá ser realizado segundo o fluxograma proposto na Figura 11.

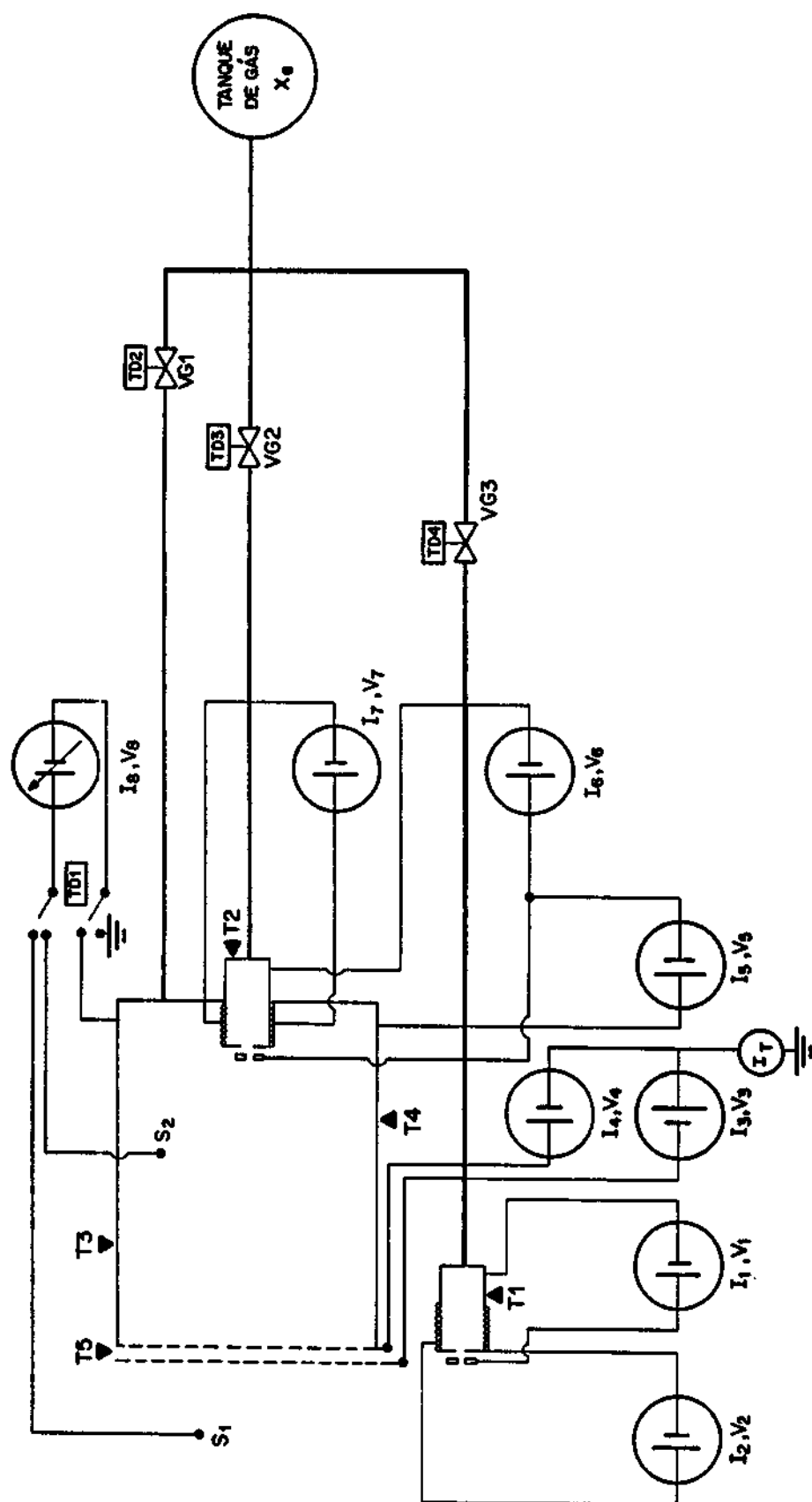


Figura 9. Localização dos sensores de telemetria.

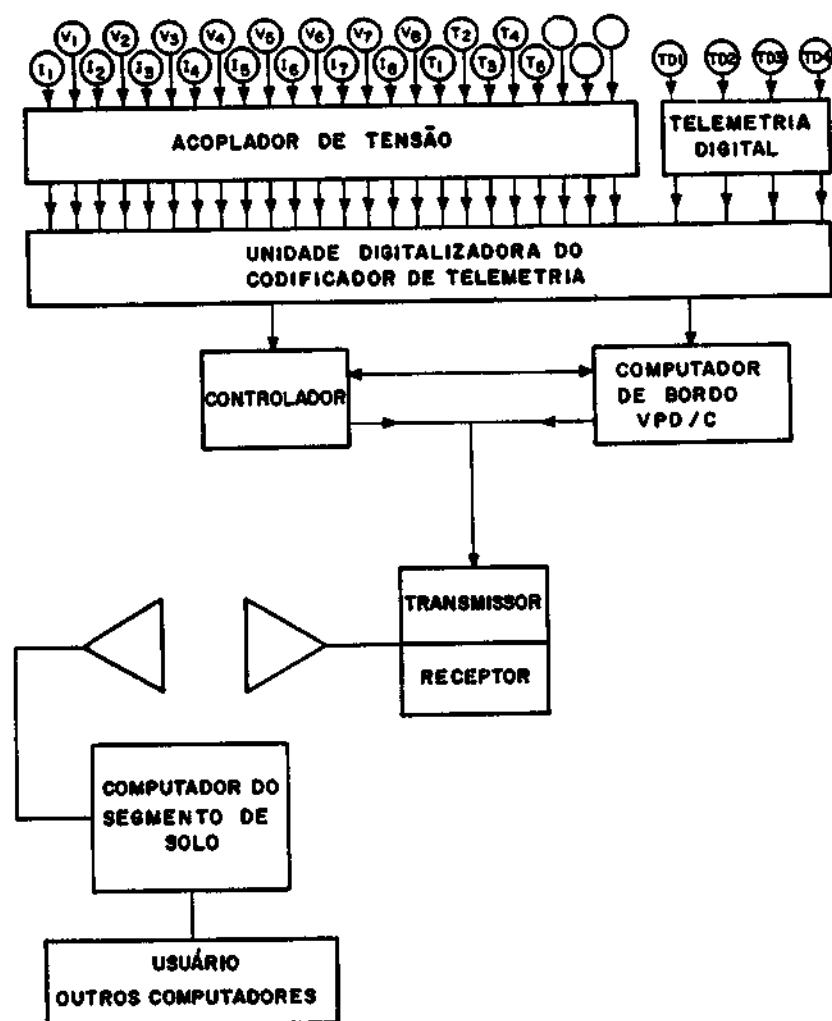


Figura 10. Diagrama esquemático do sistema de telemetria e aquisição de dados.

Os dados referentes a correntes, tensões e temperaturas ocuparão 21 dos 24 canais analógicos de telemetria. Todos os canais de telemetria digital (4) serão ocupados com a monitoração do funcionamento das sondas e válvulas de admissão de gás, estas últimas podendo ser acionadas por telecomando direto ou via OBC, dependendo da condição de funcionamento do propulsor. A telemetria $TD_1 = 1$ indica sonda interna ligada e $TD_1 = 0$ sonda externa ligada.

O processamento dos dados relativos aos parâmetros de funcionamento do propulsor, provenientes dos períodos de operação, deverá ser realizado segundo o fluxograma proposto na Figura 11.

TABELA 7

Simbologia e nomenclatura referente às Figuras 10 e 11

I_1, V_1	Corrente e tensão de descarga do neutralizador
I_2, V_2	Corrente e tensão de aquecimento do neutralizador
I_3, V_3	Corrente e tensão da grade de aceleração
I_4, V_4	Corrente e tensão da grade de extração
I_5, V_5	Corrente e tensão de descarga na câmara de descarga
I_6, V_6	Corrente e tensão de descarga do catodo oco
I_7, V_7	Corrente e tensão de aquecimento do catodo oco
I_8, V_8	Corrente e tensão das sondas interna e externa
I_t	Corrente total do propulsor
T_1	Temperatura do neutralizador
T_2	Temperatura do catodo oco
T_3	Temperatura dos ímãs permanentes
T_4	Temperatura da câmara de descarga
T_5	Temperatura do sistema de grades
TD_1	Telemetria do relé de seleção de sondas
TD_2	Telemetria da válvula de gás da câmara de ionização
TD_3	Telemetria da válvula de gás do catodo oco
TD_4	Telemetria da válvula de gás do neutralizador
S_1	Sonda externa
S_2	Sonda interna
VG_1	Válvula de admissão de gás da câmara de descarga
VG_2	Válvula de admissão de gás do catodo oco
VG_3	Válvula de admissão de gás do neutralizador

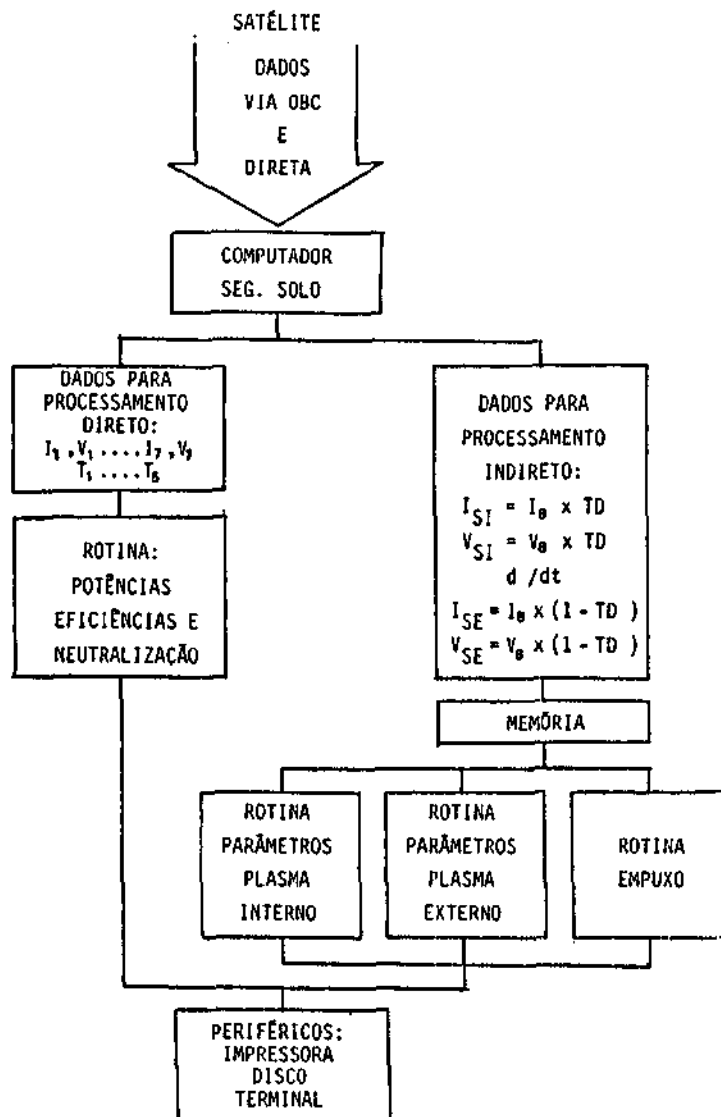


Figura 11. Fluxograma de redução e análise dos dados relativos aos parâmetros de operação do propulsor iônico em voo.

4. Instalações e Equipamentos

O LAP já possui os seguintes equipamentos dedicados ao desenvolvimento do propulsor iônico: câmara de vácuo com 1,2 m de diâmetro e 2,5 m de comprimento; sistema de vácuo composto por uma bomba difusora de 2000l, uma bomba rotativa de 40 m³/h e componentes; espectrômetro de

massa quadrupolar com varredura até 200 amu; sistema controlador de fluxo de massa; eletrômetro de alta sensibilidade; e válvulas de ajuste fino para gases. A câmara de vácuo está presentemente sendo instalada no LAP.

5. Custos

Na Tabela 8 é mostrado o cronograma de desembolso, por categoria econômica e fonte. Além disso, caso os testes finais do modelo de engenharia sejam realizados no LAP, serão necessários recursos da ordem de NCz\$ 176.500,00 para completar a montagem do sistema de vácuo da câmara de testes. Caso se opte pela utilização de baterias para a alimentação elétrica do propulsor, deve-se acrescentar o custo das mesmas. E, finalmente, será necessária a contratação de um técnico em eletrônica que irá se dedicar à montagem das fontes chaveadas.

TABELA 8

Cronograma de desembolso

DESCRIÇÃO	1989				1990				1991				TOTAL	FONTE
	1º	2º	3º	4º	1º	2º	3º	4º	1º	2º	3º	4º		
Componentes			28,35				23,10						51,45	FINEP
					45	30	15	15	30	30	10		175,00	MECB
Subcontratos			5,25				5,25						10,50	FINEP
					30	20	20		30	15	10		125,00	MECB
Instalações			1,16										1,16	FINEP
Equipamentos			24,67				31,60						56,27	FINEP
Mat. Permanente			6,51										6,51	FINEP
Diárias e Passagens														
						10	10			10	10		40,00	MECB
TOTAL			65,94				59,95						125,89	FINEP
					75	60	45	15	60	55	30		340,00	MECB

6. Referências Bibliográficas

1. SANDONATO, G.M.; FERREIRA, J.L.; FERREIRA, J.G.; LUDWIG, G.O.; MONTES, A.; *Propulsor Iônico (PION1): Testes e Resultados Preliminares*. São José dos Campos, SP, INPE, 1987. 70p. (INPE 4200-RPE/545).
2. SCIENCE AND TECHNOLOGY IN JAPAN. Tokyo, July/September 1986. p. 29-31.
3. FEAR, D.G.; MARTIN, A.R.; BOND, A. The UK Ion Propulsion Programme: Past Status and New Results. In: CONGRESS OF THE INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL FEDERATION, 37., Innsbruck, Austria, Oct. 11, 1986, 6p. (IAF-86-173).
4. CHAN, C.; INTRATOR, T.; HERSHKOWITZ, N. The Effect of Secondary Electrons on Plasma Potential in a Multidipole Device. *Physics Letters*, 91A(4):167-170, Sept. 1982.
5. LEUNG, K.N.; SAMEC, T.K.; LAMM, A. Optimization of Permanent Magnet Plasma Confinement. *Physics Letters*, 51(8):490-492, May 1975.
6. ASTON, G.; KAUFMANN, H.R. The Ion-Optics of a Two-Grid Electron-Bombardment Thruster. In: AIAA INTERNATIONAL ELECTRIC PROPULSION CONFERENCE, Key Biscaine, Florida, Nov. 14-17, 1976, 9p. (Paper AIAA 76-1029).
7. MERCURY ION THRUSTER SUBSYSTEM USERS MANUAL. NASA Lewis Research Center, Cleveland, Ohio, July 1976, 58p.
8. MARTIN, A.R.; BOND, A.; LAVENDER, K.E. Plan 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.

9. WILBUR, P.J. Electrostatic Thruster Capabilities For Orbit-Raising and Manouvering Missions. In: CAVENY, H.L., ed. PROGRESS IN ASTRONAUTICS AND AERONAUTICS, v. 89. New York, AIAA, 1983.
10. INSTITUTO DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). *MECB/SS - Critical Design Review of the Power Supply Subsystem*. 1987. (A-REV-0045).
11. INSTITUTO DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). *SCD2 Spacecraft Specification*. 1988. (A-ETC-0060).



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO DE PESQUISAS ESPACIAIS

PROPOSTA PARA
PUBLICAÇÃO

- ☐ DISSERTAÇÃO
☐ TESE
☒ RELATÓRIO
☐ OUTROS

TÍTULO

PROPOSTA DE EXPERIMENTO A BORDO DO SEGUNDO SATÉLITE DE COLETA DE DADOS-SCD2 DA MECB

IDENTIFICAÇÃO

AUTOR(ES)

G.M. Sandonato
A.M. Filho
G.O. Ludwig
J.L. Ferreira
J.G. Ferreira

ORIENTADOR

CO-ORIENTADOR

DIVULGAÇÃO

☒ EXTERNA ☐ INTERNA ☐ RESTRITA

EVENTO/MEIO

☐ CONGRESSO ☐ REVISTA ☐ OUTROS

LIMITE

DEFESA

CURSO

ORGÃO

___/___/___

___/___/___

NOME DO REVISOR

Mario Ueda

NOME DO RESPONSÁVEL

Gerson Otto Ludwig

REV. TÉCNICA

RECEBIDO

DEVOLVIDO

ASSINATURA

___/___/___

___/___/___

Mario Ueda

APROVADO

DATA

ASSINATURA

☒ SIM
☐ NÃO

12, 10, 89

G. Ludwig

APROVAÇÃO

REV. LINGUAGEM

Nº

PRIOR.

RECEBIDO

NOME DO REVISOR

___/___/___

PÁG.

DEVOLVIDO

ASSINATURA

___/___/___

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

RECEBIDO

DEVOLVIDO

NOME DA DATILÓGRAFA

___/___/___

Jeane Lisboa

DATILOGRAFIA

Nº DA PUBLICAÇÃO:

PÁG.:

CÓPIAS:

Nº DISCO:

LOCAL:

AUTORIZO A PUBLICAÇÃO

☐ SIM

☐ NÃO

___/___/___

DIRETOR

OBSERVAÇÕES E NOTAS