



TRABALHO DE GRADUAÇÃO

**DIAGNÓSTICO EM TEMPO REAL
DO SUBSISTEMA DE PROPULSÃO
PARA SATÉLITES E SONDAS ESPACIAIS**

Por,
Alexandre Macedo de Oliveira

Brasília, Janeiro de 2011.



**ENGENHARIA
MECATRÔNICA**
UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA
Faculdade de Tecnologia

TRABALHO DE GRADUAÇÃO

**DIAGNÓSTICO EM TEMPO REAL
DO SUBSISTEMA DE PROPULSÃO
PARA SATÉLITES E SONDAS ESPACIAIS**

Alexandre Macedo de Oliveira

*Relatório submetido ao Departamento de Engenharia
Elétrica como requisito parcial para obtenção
do grau de Engenheiro de Controle e Automação*

Banca Examinadora

Prof. Geovany Araújo Borges, ENE/UnB
Orientador

Prof. Ivan Soares Ferreira, IF/UnB
Co-orientador

Prof. José Leonardo Ferreira, IF/UnB
Examinador externo

Prof. Lélío Ribeiro Soares Júnior, ENE/UnB
Examinador interno

FICHA CATALOGRÁFICA

OLIVEIRA, A. M.

Diagnóstico em tempo real do subsistema de propulsão para satélites e sondas espaciais, [Distrito Federal] 2011.

viii, 66p., 297 mm (FT/UnB, Engenheiro, Controle e Automação, 2011). Trabalho de Graduação – Universidade de Brasília. Faculdade de Tecnologia.

1. propulsão espacial

2. plasma

3. aquisição de dados

4. tempo real

I. Mecatrônica/FT/UnB

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

OLIVEIRA, A. M., (2011). Diagnóstico em tempo real do subsistema de propulsão para satélites e sondas espaciais. Trabalho de Graduação em Engenharia de Controle e Automação, Publicação FT.TG-14/2010, Faculdade de Tecnologia, Universidade de Brasília, Brasília, DF, 66p.

CESSÃO DE DIREITOS

AUTOR: Alexandre Macedo de Oliveira.

Título: DIAGNÓSTICO EM TEMPO REAL DO SUBSISTEMA DE PROPULSÃO PARA SATÉLITES E SONDAS ESPACIAIS.

GRAU: Engenheiro

ANO: 2011

É concedida à Universidade de Brasília permissão para reproduzir cópias deste Trabalho de Graduação e para emprestar ou vender tais cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte desse Trabalho de Graduação pode ser reproduzida sem autorização por escrito do autor.

Alexandre Macedo de Oliveira

Rua 08 Norte Lote 01 Ap. 403 Ed. Osório de Moraes – Águas Claras.

71908-360 Brasília – DF – Brasil.

Dedicatória

Dedico este trabalho a todos aqueles que praticam a arte de sonhar. Em especial, meus queridos pais, minha querida irmã e aos verdadeiros amigos, que me fazem sentir especial.

Alexandre Macedo de Oliveira

Agradecimentos

Os primeiros agradecimentos serão às pessoas do meio acadêmico que fizeram mudar o meu jeito de ver o curso de engenharia. Primeiro ao professor Geovany pela indicação ao projeto PHALL e pelos conhecimentos compartilhados nesta orientação. Se essa indicação não tivesse acontecido, com certeza essas palavras não estariam sendo escritas nesse momento. Agradeço também ao professor Léo, pela orientação no projeto de iniciação científica que levou a esse trabalho de graduação, pelos conhecimentos compartilhados na física dos plasmas, sistemas de vácuo, propulsão e todas as áreas possíveis do meio espacial. Por último, e não menos importante, ao professor Ivan pelos estudos em física dos propulsores elétricos, pela paciência nos testes a noite e no fim de semana, pelos variados artigos indicados para o entedimento dos propulsores de efeito Hall e pelas aulas de astrofísica. Agradeço à Universidade de Brasília e todos os professores de forma geral por me acompanharem nessa jornada.

Nessa seção, deve ser lembrado que todo trabalho que envolva tecnologia necessita de financiamento. Assim, fica aqui o agradecimento ao programa Uniespaço da AEB, à FINATEC, ao CNPq e à FAP-DF e a todos que compartilharam o conhecimento, pois o valor do mesmo é imensurável.

Aqui, vão os abraços para o pessoal do LP-UnB e do LARA, pela companhia e ajuda em momentos inesquecíveis. Em especial, devo citar a Dorinha, a Bitá, a Lô, a Natália, o Víctor e o Brunno, do Plasma. No LARA, ficam os agracecimentos para o grande amigo George, ao Bruno pela ajuda no projeto da placa, ao Pí pelas notas técnicas que salvaram a aquisição do meu software.

Minha cidade querida não pode ser esquecida, nem mesmo os que lá vivem. Minha família e meus amigos "de para sempre". Salsa, Zé Lesdem, Kbassa, Zigoto, Brendinha, Maripan e todos os agregados. Vocês fazem parte da minha vida.

Aos amigos e colegas de curso e de turma, deixo meio abraço e agradecimento pela companhia em todos os momentos, sejam eles de vitória ou derrota.

Por fim, e esperando não ter esquecido de ninguém, a meus pais e irmã, pois me fizeram ser o que sou e por me darem forças para continuar a realização deste sonho.

Alexandre Macedo de Oliveira

RESUMO

Este trabalho tem por objetivo o desenvolvimento de um sistema de aquisição de dados em tempo real que monite todas as variáveis que influenciam no empuxo final da família de propulsores PHALL, desenvolvida pelo Laboratório de Plasmas da Universidade de Brasília. Estes propulsores possuem uma característica peculiar pois utilizam ímãs permanentes ao invés de eletroímãs para o confinamento dos elétrons que produzirão e acelerarão o plasma. O sistema de aquisição de dados é feito em plataforma Linux utilizando uma placa PCI-DAS1602/12, integrada pela biblioteca Comedi, com taxa de amostragem máxima de 80 kHz. O caráter de tempo real é dado pelas bibliotecas Orocos e Xenomai, que conjuntamente oferecem uma interface robusta para sistemas de controle em tempo real pois atuam cooperativamente com o kernel. O sistema foi programado com a Linguagem C/C++, não utiliza softwares comerciais e foi usado para a caracterização da fonte de plasma, bem como detectar a instabilidade conhecida como oscilação na corrente de descarga e verificar sua amenização por meio de um controle proporcional-integral-derivativo.

ABSTRACT

This paper aims to develop a real time system for data acquisition to act actively in all variables that influence the final thrust of PHALL thruster family, designed by the Plasma Laboratory of University of Brasília, which has a peculiar feature because it uses permanent magnets instead of electromagnets for the confinement of electrons that will produce and accelerate the plasma. The data acquisition system is implemented in Linux platform, using a PCI-DAS1602/12 board, integrated by the Comedi library, with a sampling rate of 80 kHz. The real time characteristic is given by Orocos and Xenomai libraries, which together provide a robust interface for real time control systems because they work cooperatively with the kernel. The system was programmed with the C/C++ language, it does not use any commercial software and was used to characterize the plasma source, as well as detect an instability known as breathing mode oscillation and verify its mitigation by means of a proportional-integral-derivative control.

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	1
1.1	HISTÓRICO	1
1.2	IMPORTÂNCIA DO SUBSISTEMA DE PROPULSÃO	1
1.3	A FAMÍLIA DE PROPULSORES PHALL	3
1.3.1	PHALL-1	3
1.3.2	PHALL-2	4
1.3.3	PHALL-3 E PHALLRF	4
1.4	ESPECIFICAÇÕES DO SISTEMA	5
1.5	EVIDÊNCIAS DE INSTABILIDADE EM PROPULSORES HALL	6
2	PROPULSÃO A PLASMA	7
2.1	DEFINIÇÃO DE EMPUXO	7
2.2	IMPULSO ESPECÍFICO	7
2.3	RELAÇÃO ENTRE VELOCIDADE FINAL DA NAVE E MASSA DE PROPELENTE	8
2.4	PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO DE UM PROPULSOR HALL	10
2.5	MAGNETIC LAYER VERSUS ANODE LAYER	13
2.6	EMPUXO EM PROPULSORES ELÉTRICOS	15
2.7	RELAÇÕES DE ESCALA	16
2.7.1	COMPRIMENTO DO CANAL E VELOCIDADE DE PARTÍCULAS	16
2.7.2	VÍNCULO DA GEOMETRIA COM O PROCESSO DE IONIZAÇÃO	17
2.8	EFICIÊNCIA EM PROPULSORES HALL	19
2.8.1	EFICIÊNCIA DO EMPUXO	19
2.8.2	EFICIÊNCIA ELÉTRICA E DE DESCARGA	21
2.8.3	EFICIÊNCIA DE IONIZAÇÃO	21
2.8.4	EFICIÊNCIA TOTAL	21
2.9	TECNOLOGIA E EFICIÊNCIA	22
2.9.1	CATODO E IONIZAÇÃO	22
2.9.2	DIMENSÕES DO PROPULSOR	22
2.9.3	DISPOSIÇÃO DO CAMPO MAGNÉTICO	23
2.10	DESCRIÇÃO DAS POSSÍVEIS OSCILAÇÕES EM PROPULSORES HALL	24
3	DIAGNÓSTICOS E AQUISIÇÃO	29
3.1	DIAGNÓSTICOS EM PLASMAS	29
3.2	SISTEMAS DE TEMPO REAL	30
3.3	BIBLIOTECAS DE TEMPO REAL	31
3.4	SISTEMA DE AQUISIÇÃO DE DADOS PARA O PROPULSOR PHALL	32
3.4.1	SENSORES DE CORRENTE POR EFEITO HALL	32
3.4.2	SENSORES DE CORRENTE COM RESISTÊNCIA EM SÉRIE	33

3.4.3	AMPLIFICADOR ISOLADOR	34
3.4.4	AMPLIFICADOR NÃO-INVERSOR E SEGUIDOR DE TENSÃO	34
3.4.5	FILTRO ANTI-ALIASING.....	35
3.5	MÓDULO ELETRÔNICO DE CONDICIONAMENTO DE SINAIS	36
3.5.1	ENTRADAS ANALÓGICAS.....	36
3.5.2	SAÍDAS ANALÓGICAS.....	39
4	RESULTADOS EXPERIMENTAIS	41
4.1	DESENVOLVIMENTO DO SOFTWARE	41
4.1.1	INTERFACE COM A PLACA DE AQUISIÇÃO DE DADOS	42
4.1.2	INTERFACE GRÁFICA	42
4.1.3	TELEMETRIA	44
4.2	SIMULAÇÕES E TESTES.....	45
4.2.1	CURVA EXPONENCIAL	45
4.2.2	INTERPOLAÇÃO COM DADOS ANTIGOS DA SONDA DE LANGMUIR.....	46
4.2.3	AMOSTRAGEM DA PRESSÃO NA CÂMARA DE VÁCUO	46
4.2.4	OPERAÇÃO EM MODO DE BAIXA CORRENTE	47
4.2.5	OPERAÇÃO EM MODO DE ALTA CORRENTE	48
4.3	OSCILAÇÕES NA CORRENTE DE DESCARGA E ESTUDO DE CONTROLE	51
5	CONCLUSÕES.....	55
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	57
	ANEXOS	59
I	CIRCUITOS DE CONDICIONAMENTO DE SINAL	60
I.1	CATODO	60
I.2	ANODO.....	60
I.3	COLETOR DE ÍONS.....	60
I.4	SONDA DE LANGMUIR	60
I.5	ANALISADOR DE ENERGIA.....	61
I.6	DEMÚLTIPLEXADOR DE SAÍDA ANALÓGICA	61
I	ESPECIFICAÇÕES DAS FONTES DE TENSÃO E CORRENTE.....	63
I.1	AGILENT 6035A	63
I.2	AGILENT 6015A	64
I.3	TECTROL 15-50B-1A	64
II	DESCRIÇÃO DO CONTEÚDO DO CD.....	66

LISTA DE FIGURAS

1.1	Montagem do propulsor PHALL-1.....	3
1.2	Propulsor PHALL-1 revestido com fibra de vidro dentro da câmara de vácuo.....	4
1.3	Propulsor PHALL-2 com canal de aceleração e compartimento para ímãs.....	5
2.1	Massa de Propelente para manobra com dV até 3 km/s.....	9
2.2	Fração remanescente da massa total da nave para diferentes impulsos específicos.....	10
2.3	Propulsor Hall Genérico em quatro visões diferentes. O anodo fica ao fundo do canal e as bobinas estão em amarelo, gerando o campo magnético.....	10
2.4	Exemplificação do funcionamento de um propulsor de efeito Hall.....	11
2.5	Perfis Espaciais dos Campos Elétrico e Magnético em um propulsor de efeito Hall.....	11
2.6	Comparação entre os modelos SPT e TAL de propulsores de efeito Hall com curvas do potencial das paredes ϕ_w , da temperatura dos elétrons T_e e do potencial do anodo ϕ	14
2.7	Visão lateral de um Propulsor Hall genérico.....	16
2.8	Divergência do feixe do propulsor PHALL-1.....	19
2.9	Perfil do campo magnético no PHALL-1.....	23
2.10	Simulação das linhas de campo magnético do PHALL1.....	24
2.11	Demonstração do modelo predador-presa no canal de aceleração. Os elétrons que formam a corrente Hall foram omitidos. As partículas ionizadas estão representadas com o sinal positivo. As partículas neutras estão representadas pelo número zero.....	25
2.12	Espectro do sinal simulado da corrente de descarga em propulsores do tipo Hall.....	26
2.13	Sinal simulado da corrente esperada para o Anodo.....	26
3.1	Montagem do Sistema de uma Sonda de Langmuir.....	29
3.2	Curva característica de um Plasma obtido pela Sonda de Langmuir.....	29
3.3	Elementos de um Sistema de Medição.....	32
3.4	Demonstração Clássica do Efeito Hall.....	33
3.5	Elemento Isolador.....	34
3.6	Configuração Não-Inversora do Amplificador Operacional.....	35
3.7	Configuração Seguidora de Tensão (Buffer).....	35
3.8	Filtro Passa-Baixas (Anti Aliasing). $R = 15 k\Omega$ e $C = 22 nF$	35
3.9	Teste com o módulo eletrônico de condicionamento de sinais.....	36
3.10	Diagrama da eletrônica do catodo.....	37
3.11	Diagrama da eletrônica do anodo.....	38
3.12	Diagrama da eletrônica do coletor de íons.....	38
3.13	Diagrama da eletrônica da sonda de Langmuir.....	38
3.14	Diagrama da eletrônica do analisador de energia dos íons.....	39
3.15	Demultiplexador CD4051 com segurador de tensão.....	39
3.16	Diagrama das saídas analógicas para o controle das fontes de tensão e corrente do PHALL.....	40
4.1	Diagrama de blocos do projeto do software para a família PHALL.....	41

4.2	Diagrama de blocos para a classe-mãe Atuador.....	41
4.3	Diagrama de blocos para a classe-mãe Sensor.....	42
4.4	Aba geral do software para a família PHALL.	43
4.5	Aba para medições do empuxo.....	43
4.6	Aba para o diagnóstico com o Analisador de Energia.	44
4.7	Aba para o diagnóstico com a Sonda de Langmuir.....	44
4.8	Arquivo com a telemetria geral do sistema.....	45
4.9	Teste com curva exponencial amostrada a 1 kHz.	45
4.10	Teste com interpolação de dados anteriores da Sonda de Langmuir. A curva A foi obtida pela Telemetria. A curva B possui os dados coletados anteriormente.	46
4.11	Amostragem da pressão na câmara de vácuo.	47
4.12	Funcionamento do PHALL-1 no modo de baixa corrente.	47
4.13	Amostragem das correntes do catodo e do anodo no modo de baixa corrente.....	48
4.14	Amostragem da pressão no momento da estabilidade em baixa corrente.....	49
4.15	Amostragem da corrente de descarga no modo de alta corrente.	49
4.16	Zoom da amostragem da corrente de descarga para o teste de 375 V.....	50
4.17	Zoom da amostragem da corrente do catodo para o teste de 375 V.....	50
4.18	Instabilidade na corrente de descarga amostrada a 10 Hz.....	51
4.19	Modelo da unidade de processamento de energia para um propulsor de efeito Hall.	52
4.20	Diagrama de blocos do controlador PID para as oscilações na corrente de descarga.	52
4.21	Comparação da corrente de descarga com e sem o controlador PID.....	54
I.1	Circuito de condicionamento de sinal para o Catodo.	60
I.2	Circuito de condicionamento de sinal para o Anodo.....	60
I.3	Circuito de condicionamento de sinal para o Coletor de Íons.	61
I.4	Circuito de condicionamento de sinal para a Sonda de Langmuir.	61
I.5	Circuito de condicionamento de sinal para o Analisador de Energia dos Íons.....	62
I.6	Placa de circuito impresso do demultiplexador de saída analógica.....	62
I.1	Configuração para controle de tensão por tensão da Fonte Agilent 6035A.....	63
I.2	Configuração para controle de tensão por tensão da Fonte Agilent 6015A.....	64

LISTA DE TABELAS

1.1	<i>Parâmetros obtidos com o propulsor PHALL-1.</i>	4
3.1	<i>Quadro esquemático da eletrônica envolvida para as entradas analógicas.</i>	37
3.2	<i>Quadro resumo com as menores medidas de corrente detectáveis por cada componente.</i>	37

LISTA DE SÍMBOLOS

Símbolos Latinos

F	Força	[N]
p	Momento linear	[kg*m/s]
t	Tempo	[s]
T	Empuxo	[N]
m ou M	Massa	[kg]
v	Velocidade	[m/s]
g	gravidade	[m/s ²]
I_{sp}	Impulso Específico	[s]
n ou N	Densidade	[1/m ³]
B	Campo magnético	[G]
q ou e	Carga elementar	[G]
E	Campo elétrico	[N/m]
J	Densidade de corrente	[A/m ²]
W ou P	Potência	[W]
V ou U	Tensão	[V]
I	Corrente	[A]
R	Raio	[m]
f	Frequência	[Hz]
ω	Frequência angular	[rad/s]
A ou S	Área	[m ²]
w	Largura do canal	[m]
L	Comprimento do canal	[m]
\dot{m}	Vazão mássica	[mg/s]
T_e	Temperatura da entidade e	[K]

Símbolos Gregos

Δ	Varição entre duas grandezas similares	
λ	Livre caminho médio	[m]
Γ	Fluxo de partículas	[1/(s * m ²)]
σ	seção de choque	[m ²]
η	Eficiência	[%]
γ	Fator de correção do empuxo	[%]

Grupos Adimensionais

k_B Contante de Boltzmann

Subscritos

in entrada ou interno
 ex exaustão ou externo
 e elétron
 i íon
 n partícula neutra
 d *discharge* (anodo)
 H corrente Hall
 b *beam* (feixe)
 T total

Sobrescritos

\cdot Variação temporal
 $-$ Valor médio

1 INTRODUÇÃO

1.1 HISTÓRICO

A propulsão elétrica foi vislumbrada há mais de 100 anos por Robert H. Goddard e, durante a maior parte do século XX, foi vista como a tecnologia do futuro para a propulsão espacial (CHOUEIRI, 2004). Atualmente, há centenas de propulsores elétricos em órbita, operando em todos os tipos de satélites. Além disso, propulsores elétricos, Hall e iônicos, foram testados com sucesso como propulsão primária em missões científicas para o espaço profundo.

Os primeiros livros e artigos sobre propulsão elétrica datam do início dos anos 60, discutindo conceitos de propulsão, a física envolvida, o desenvolvimento da tecnologia para a construção e os benefícios. Grande parte desses trabalhos foi baseado em investigações empíricas de vários tipos de propulsores iônicos construídos em laboratório. No entanto, as pesquisas, nos EUA, foram descontinuadas devido à falta de aplicações no espaço, à época, e a falta de tecnologia para certos tipos de testes (ZHURIN et al, 1999).

Nos anos seguintes, pesquisadores voltaram-se novamente para a propulsão elétrica em busca de enormes velocidades de exaustão de propelente, característica necessária para aumentar o desempenho e aumentar a massa útil dos veículos espaciais em missões de longa duração.

O primeiro satélite russo a testar um propulsor Hall foi o Meteor em 1971 (GOEBEL & KATZ, 2008). A partir daí, inúmeros satélites (principalmente geoestacionários), utilizaram propulsores deste tipo. Pode-se citar, por exemplo, os satélites dos programas GALS e EXPRESS da Rússia, indicando a alta confiabilidade desta tecnologia. Já a França, através da empresa SNECMA, tem se destacado no uso de propulsores HALL em satélites geoestacionários e em recentes missões científicas da Agência Espacial Européia à Lua, como é o caso do projeto SMART 1, ocorrido entre os anos de 2004 e 2006 (ESTUBLIER, 2007).

Recentemente, soviéticos, europeus e americanos têm estudado o uso da propulsão elétrica em missões tripuladas para a Lua, confirmando, assim, os primeiros pensamentos de Goddard sobre a tecnologia do futuro na astronáutica.

Nesse contexto, o Brasil cria esforços para propor a sua primeira missão de exploração do espaço profundo, a Missão ASTER (SUKHANOV et al, 2010). Trata-se da exploração do asteroide triplo 2001-SN263, distante em média 11 milhões de quilômetros da Terra. A sonda será construída sobre uma plataforma russa e prevê o uso de propulsores elétricos brasileiros, desenvolvidos pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais e pela Universidade de Brasília.

1.2 IMPORTÂNCIA DO SUBSISTEMA DE PROPULSÃO

Qualquer satélite ou sonda espacial pode ser dividido em dois elementos básicos, o veículo em si, chamado de plataforma, e a carga que ele transporta. É de fácil percepção que a carga embarcada na plata-

forma é a motivação principal da missão. A plataforma, por sua vez, provê todos os recursos necessários à operação da carga.

Podem-se verificar todos os subsistemas necessários para o correto funcionamento da carga, a partir da lista abaixo (FORTECUE; STARK; SWINERD, 2003):

1. A carga precisa ser apontada na direção correta;
2. A carga precisa ser operável/controlável;
3. Os dados da carga precisam estar acessíveis em solo;
4. A órbita designada para a missão necessita ser mantida;
5. A carga precisa funcionar de forma confiável num certo período especificado, com certas condições pré-estabelecidas, inclusive em termos de conforto térmico;
6. Uma fonte precisa disponibilizar a energia necessária para que todas as tarefas acima sejam executadas corretamente.

Com base na lista acima, são desenvolvidos vários subsistemas que serão embarcados na plataforma. Cada subsistema irá verificar, separadamente, se seus componentes estão executando corretamente suas funções.

Podem-se citar os subsistemas de controle de temperatura, telecomunicações, processamento de energia, armazenamento de dados, atitude, controle de órbita e, finalmente, o subsistema de propulsão, que trabalha em conjunto com os últimos dois citados (FORTECUE; STARK; SWINERD, 2003).

Qualquer eventual falha de um dos subsistemas pode colocar facilmente a missão em risco, já que os mesmos são interdependentes. Uma falha no processamento de energia poderia influenciar em uma propulsão indesejada, modificando a órbita e atitude da plataforma, podendo acarretar em um desconforto térmico, prejudicando certos componentes eletrônicos, levando a um armazenamento e processamento de dados incorretos e, possivelmente, dificuldade de transmissão para a estação em solo.

Como distinção das operações de lançamento, a propulsão secundária, assim chamada, está focada na aquisição da órbita final estabelecida e no controle de órbita e atitude. É normal o uso de gás inerte comprimido, combinados de propelentes líquidos/sólidos e da propulsão elétrica para este fim (FORTECUE; STARK; SWINERD, 2003).

Apesar de oferecer acelerações pequenas, a propulsão elétrica oferece um alto impulso específico, que seria a medida da eficiência da propulsão, comparado com a propulsão líquida/sólida. Por essa característica, o propulsor a plasma seria naturalmente combinado às manobras requeridas pela propulsão secundária, com empuxos da ordem de 5 a 10 mN . Pelas mesmas características, tais propulsores também podem ser empregados na propulsão primária em missões de longa duração no espaço profundo, com empuxos da ordem de 100 mN a 1 N .

1.3 A FAMÍLIA DE PROPULSORES PHALL

Desde 2000, o Laboratório de Plasmas do Instituto de Física da Universidade de Brasília (LP-UnB) desenvolve propulsores a plasma por efeito Hall, que possuem caráter peculiar, pois utilizam ímãs permanentes ao invés de eletroímãs para o confinamento dos elétrons que produzirão e acelerarão o plasma.

Através desta inovação tecnológica pretende-se desenvolver um propulsor a plasma que possa diminuir significativamente o consumo de energia elétrica mantendo os parâmetros de impulso específico e empuxo necessários para o controle de atitude de satélites em missões espaciais de longa duração. Sendo o consumo de combustível um dos fatores limitantes no planejamento de missões espaciais, o uso desta nova tecnologia vai possibilitar, entre outras coisas, a utilização deste tipo de propulsor em satélites de baixo e médio porte como é o caso dos satélites propostos no Programa Nacional de Atividades Espaciais (PNAE)¹.

Outra aplicação muito importante para os propulsores da família PHALL é o uso em satélites geoestacionários para aplicações meteorológicas, telecomunicações e controle do tráfego aéreo. A Agência Espacial Brasileira (AEB) iniciou o desenvolvimento de uma plataforma multimissão designada especialmente para aplicações espaciais desse tipo e a mesma será usada como plataforma base dos novos satélites brasileiros.

Espera-se com este projeto não só contribuir para o desenvolvimento no Brasil de sistemas eficientes de controle de atitude e órbita de satélites, mas também aumentar a participação da Universidade de Brasília no programa UNIESPAÇO e futuramente no PNAE.

1.3.1 PHALL-1

O primeiro propulsor da família PHALL é baseado nos modelos russos, chamados na literatura de Stationary Plasma Thrusters (SPT), também conhecido como do tipo *Thruster with Magnetic Layer* (TML). Nesse modelo, as paredes do canal são isolantes e o anodo é posto ao fundo do canal. No Capítulo 2 haverá uma comparação mais detalhada entre os dois modelos.

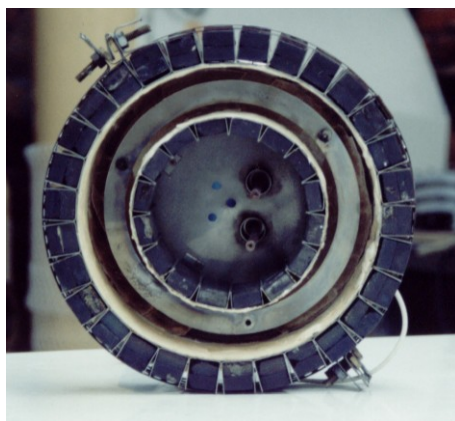


Figura 1.1: Montagem do propulsor PHALL-1.

A Tabela 1.1 mostra os parâmetros obtidos com os testes feitos com o propulsor PHALL-1.

¹Consultar a seção Investimentos em <http://www.aeb.gov.br/>.

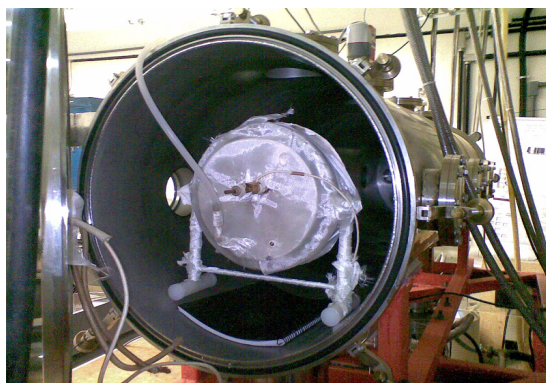


Figura 1.2: Propulsor PHALL-1 revestido com fibra de vidro dentro da câmara de vácuo.

Tabela 1.1: *Parâmetros obtidos com o propulsor PHALL-1.*

	Valor Mínimo	Valor Máximo
Empuxo (mN)	26.5	84.9
Impulso Específico (s)	901.4	1083

1.3.2 PHALL-2

O segundo propulsor da família PHALL é do tipo *Thruster with Anode Layer* (TAL). Nesse tipo de configuração o anodo pode ser colocado na saída do canal de aceleração e possui paredes metálicas. Essa mudança na configuração leva a criação de um poço de potencial muito alto na saída do canal, fazendo com que o canal de aceleração seja diminuído consideravelmente e o revestimento cerâmico esteja apenas nas faces externas do canal. Este propulsor está em fase final de projeto e terá testes previstos para o ano de 2011.

Uma diferenciação mais detalhada dos modelos SPT e TAL será apresentada no Capítulo 2.

1.3.3 PHALL-3 e PHALLRF

O propulsor PHALL-3 irá mesclar os resultados e avanços obtidos no estudo dos propulsores anteriores em um novo propulsor inovador. Esse modelo será destinado à qualificação espacial.

O propulsor PHALLRF é uma versão específica de propulsores que irá usar uma antena emissora de radio frequência para se aumentar a fração ionizada do plasma dentro do canal de aceleração.

Esses dois propulsores ainda estão em fase de projeto e, portanto, dependem dos testes anteriores para serem desenvolvidos com maior eficiência.



Figura 1.3: Propulsor PHALL-2 com canal de aceleração e compartimento para ímãs.

1.4 ESPECIFICAÇÕES DO SISTEMA

Para a aquisição de sinais oriundos do propulsor e para o envio de sinais de controle das fontes de tensão, foi utilizada a placa PCI-DAS1602/12 da Measurement Computing, com 16 canais para entrada analógica, 2 canais para saída analógica, 24 canais digitais, taxa de amostragem de 330 kHz e intervalo dinâmico de [-10V;10V], podendo ser configurada para intervalos menores. O módulo de condicionamento dos sinais do propulsor que chegam à placa foi desenvolvido por outro aluno, financiado pelo ProIC 2009/2010.

O sistema possui módulos de armazenagem de dados em disco, tarefas de coleta e atuação no propulsor com frequência de amostragem de 1 kHz, versão 2.6.35.7 do kernel e uma interface gráfica. O software foi desenvolvido em plataforma Linux e testado em um microcomputador com processador Pentium Core 2 Duo de 2.2 GHz, com 2 GB de memória RAM, disponível para o projeto. O caráter de tempo real é garantido pelas bibliotecas Orocos² e Xenomai³, que conjuntamente oferecem uma interface robusta para sistemas de controle em tempo real, pois atuam cooperativamente com o kernel. A placa de aquisição é integrada pela biblioteca Comedi⁴. Futuramente, este mesmo programa irá controlar o empuxo do propulsor, característica essa que justifica o desenvolvimento de um programa específico, motivo pelo qual não será usado um programa comercial, tal como o Labview⁵, da National Instruments.

Dada as descrições anteriores e executando os devidos ajustes, há a possibilidade de que, futuramente, esse sistema seja embarcado em plataformas de satélites e sondas. Esse argumento é fortalecido pelo fato de que a maioria dos sistemas embarcados em várias aplicações (espaciais ou não) é facilitado em plataformas Unix e também pela opção de se utilizar softwares não-comerciais.

²Mais informações em: <http://www.orocos.org/>.

³Mais informações em: <http://www.xenomai.org/>.

⁴Mais informações em: <http://www.comedi.org/>.

⁵Mais informações em: <http://www.ni.com/labview/>.

1.5 EVIDÊNCIAS DE INSTABILIDADE EM PROPULSORES HALL

As instabilidades no funcionamento de propulsores Hall estão intimamente ligadas à perda de eficiência de empuxo e aumento do consumo de energia, contribuindo para uma redução do tempo útil de vida do propulsor. Uma importante evidência de instabilidade que necessita de correção para aplicações práticas de propulsores Hall é a oscilação da corrente de descarga, conhecida na literatura como *breathing mode* (BOUEF & GARRIGUES, 1998).

A oscilação ocorre, particularmente, em baixas frequências, isto é, entre 1 e 20 kHz. O estudo dessa oscilação é um desafio, já que é necessário entender seus efeitos sobre o tempo de vida do propulsor. Estudos mostram que a oscilação provoca deformações geométricas nas paredes do canal (CHOUEIRI, 2001) e que são causadas por instabilidades no processo de ionização e difusão do plasma (TAMIDA et al, 2007).

Esse trabalho pretende identificar e atuar de modo a minimizar a oscilação na corrente de descarga dos propulsores desenvolvidos na Universidade de Brasília, utilizando a placa PCI-DAS1602/12 da Measurement Computing, com taxa de amostragem de 330 kHz. Pode-se detectar, portanto, oscilações de até 165 kHz na corrente de descarga (lembrando da limitação decorrente do Teorema da Amostragem de Nyquist), suficiente para este fim.

2 PROPULSÃO A PLASMA

2.1 DEFINIÇÃO DE EMPUXO

Pela Segunda Lei de Newton, a Força Resultante \vec{F}_r é:

$$\vec{F}_r = \frac{d\vec{p}}{dt} = \frac{d(m\vec{v})}{dt}, \quad (2.1)$$

em que $\vec{p} = m\vec{v}$ é o vetor momento linear, ora chamado de quantidade de movimento linear, m é a massa, \vec{v} é o vetor velocidade e t o tempo.

Estando em um referencial contido no propulsor, têm-se:

$$\vec{F}_r = \vec{0}. \quad (2.2)$$

Desenvolvendo a equação (2.2), fazendo a derivada do produto:

$$\vec{F}_r = \frac{d\vec{p}}{dt} = m \frac{d\vec{v}}{dt} + \vec{v} \frac{dm}{dt} = \vec{0}, \quad (2.3)$$

$$m \frac{d\vec{v}}{dt} = -\vec{v} \frac{dm}{dt} = \vec{T}, \quad (2.4)$$

ou seja,

$$\vec{T} = -v_{ex} \frac{dm}{dt}, \quad (2.5)$$

em que \vec{T} é o empuxo, v_{ex} é a velocidade de exaustão do propelente e $\frac{dm}{dt}$ é o fluxo de massa (\dot{m}).

Nota-se que o sinal da equação (2.5) é simplesmente vetorial, indicando que o sentido do empuxo é contrário ao sentido de exaustão das partículas.

2.2 IMPULSO ESPECÍFICO

O impulso específico I_{sp} é uma medida da eficiência da propulsão e é definido por:

$$I_{sp} = \frac{v_{ex}}{g}, \quad (2.6)$$

em que g é a aceleração da gravidade na superfície terrestre, definida como 9.8067 m/s^2 .

Usando a equação (2.5), o impulso específico também pode ser visualizado pela razão entre o empuxo e o fluxo de massa:

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}g} . \quad (2.7)$$

Historicamente, essa eficiência sempre foi medida em segundos, já que nos Estados Unidos, a unidade de força e a unidade de massa é o libra. A gravidade g está na expressão apenas para fazer o ajuste das unidades para o sistema internacional e, por esse motivo, não varia com a posição na superfície terrestre (SUTTON & BIBLARZ, 2001).

Nota-se que quanto maior o fluxo de massa, menor o impulso específico. É por esse motivo que a grandeza é usada como medida de economia de propulsores (químicos ou elétricos).

2.3 RELAÇÃO ENTRE VELOCIDADE FINAL DA NAVE E MASSA DE PROPELENTE

Voltando a atenção para a componente relativa à massa, sabe-se que:

$$M_{total} = M_{nave} + M_{propelente} \quad (2.8)$$

Integra-se a equação (2.5), nos limites de integração específicos para relacionar a massa de propelente necessária a uma velocidade final necessária para a missão desejada. Temos que:

$$\int_{V_{inicial}}^{V_{final}} \frac{dV}{dt} dt = -v_{ex} \int_{M_{total}}^{M_{nave}} \frac{1}{M} \frac{dM}{dt} dt . \quad (2.9)$$

Aplicando o operador exponencial no resultado da integração, chega-se a uma expressão que relaciona o decaimento da massa total da nave (plataforma) com a variação de velocidade necessária para uma manobra e com a velocidade de exaustão da massa de propelente. A equação de Tsiolkovsky é, portanto:

$$M_{nave} = M_{total} e^{-\frac{\Delta V}{v_{ex}}} . \quad (2.10)$$

Portanto, quanto maior for a velocidade de exaustão das partículas, menor será a razão e menor será o decaimento da massa total, proporcionando o empuxo por um tempo maior. Propulsores químicos possuem velocidade de exaustão geralmente na faixa de 3 a 4 km/s, enquanto que nos propulsores elétricos, essa velocidade se aproxima de 10^2 km/s para propelentes pesados, como Xenônio, e 10^3 km/s para propelentes leves, como o hélio (GOEBEL & KATZ, 2008).

Para saber a massa de propelente necessária para se atingir uma velocidade específica, substitui-se a equação (2.8) na equação (2.10):

$$M_{propelente} = M_{nave} \left[e^{\frac{\Delta V}{v_{ex}}} - 1 \right]. \quad (2.11)$$

Usando a equação (2.6), temos:

$$M_{propelente} = M_{nave} \left[e^{\frac{\Delta V}{I_{sp}g}} - 1 \right]. \quad (2.12)$$

Como já era esperada, a maior velocidade de exaustão de partículas proporciona um impulso específico maior e, portanto, maior eficiência na propulsão.

Na Figura 2.1, há três curvas mostrando a quantidade de massa de propelente, em kg, necessária para uma manobra que necessite um ΔV de 3 km/s, com massa da nave de 500 kg. Cada manobra é feita com um propulsor diferente, simbolizado pelas velocidade de exaustão da legenda do gráfico. Pode-se notar que, à medida que a velocidade de exaustão aumenta, a massa de propelente necessária para a manobra diminui absurdamente. A propulsão elétrica gastaria alguns poucos quilos de Xenônio, sendo que a propulsão química gastaria mais de 500 kg de combustível.

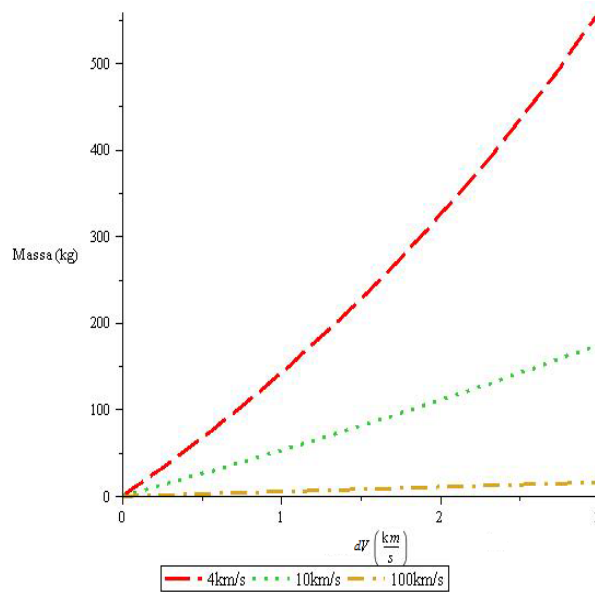


Figura 2.1: Massa de Propelente para manobra com dV até 3 km/s.

A Figura 2.2 mostra a fração remanescente de propelente de uma nave, em função do ΔV , para diferentes impulsos específicos. Nesse gráfico, também pode-se observar a proporção consumida de massa total da plataforma, indicando novamente que propulsores com maiores impulsos específicos precisam de menos combustível para realizar uma manobra.

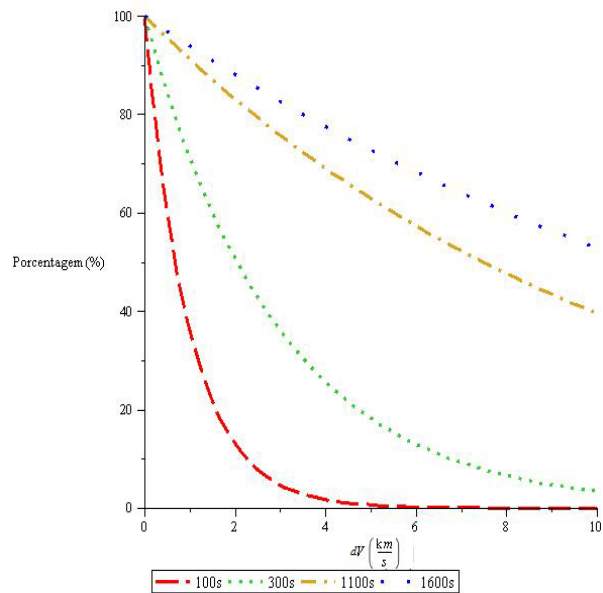


Figura 2.2: Fração remanescente da massa total da nave para diferentes impulsos específicos.

2.4 PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO DE UM PROPULSOR HALL

Para a explicação do princípio de funcionamento, considera-se um propulsor Hall genérico, como mostrado na Figura 2.3, com raio interno R_{in} , raio externo R_{ex} e raio médio R . O anodo, de coloração mais escura, fica no fundo do canal de aceleração, polarizado positivamente com a tensão V_d . O gás entra no canal de aceleração por pequenos furos no fundo do canal, por trás do anodo. O catodo, responsável por gerar os elétrons que irão ionizar o gás, é colocado de tal forma que os elétrons sejam gerados na saída do canal.

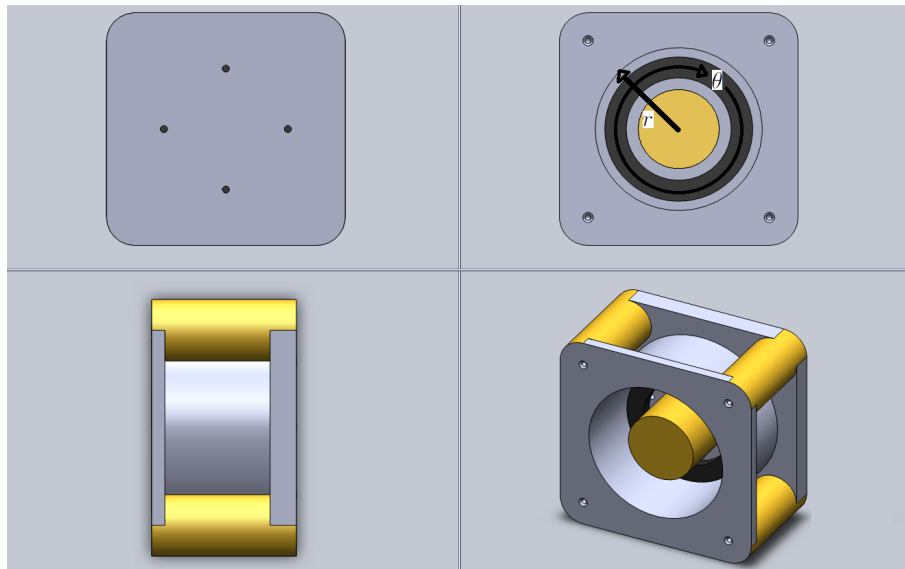


Figura 2.3: Propulsor Hall Genérico em quatro visões diferentes. O anodo fica ao fundo do canal e as bobinas estão em amarelo, gerando o campo magnético.

O plasma é um gás ionizado que possui comportamento coletivo. Mesmo sendo ionizado, caso seja feito o somatório de cargas positivas (íons) e cargas negativas (elétrons), esse somatório tende a neutralidade. O plasma é formado no interior de um canal cilíndrico, com campo elétrico na direção Z e campo magnético na direção radial. Pela simetria do sistema, são usadas coordenadas cilíndricas $[\hat{r}, \hat{\theta}, \hat{z}]$.

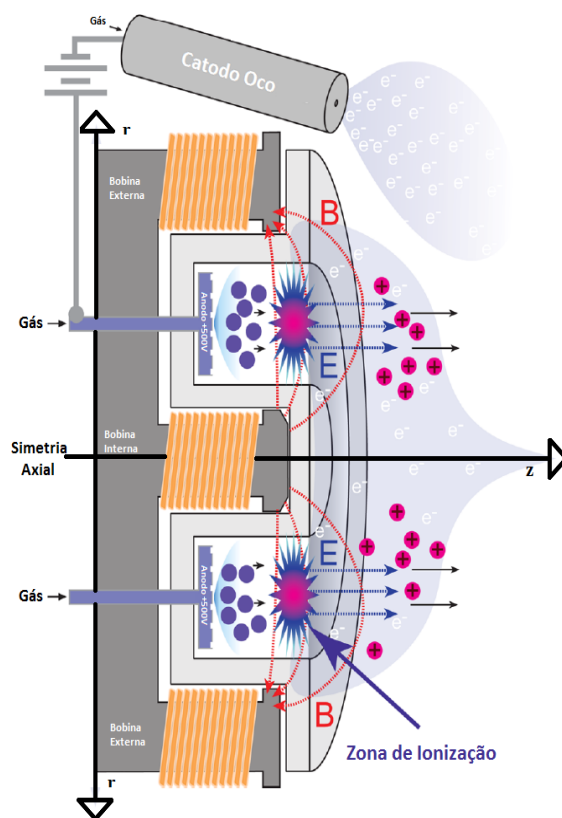


Figura 2.4: Exemplificação do funcionamento de um propulsor de efeito Hall.

Sabe-se que os elétrons serão atraídos para dentro do canal de aceleração, devido ao anodo estar postado no fundo do mesmo, com potencial positivo. No entanto, esses elétrons irão espiralar sob efeito do campo magnético e do campo elétrico, ficando confinados nas proximidades da saída do canal, resultando na chamada região de ionização, hachurada na Figura 2.5, onde os campos elétrico e magnético são máximos.

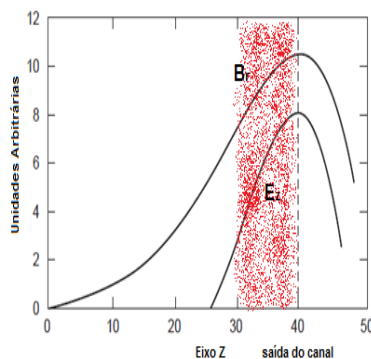


Figura 2.5: Perfis Espaciais dos Campos Elétrico e Magnético em um propulsor de efeito Hall.

Ao contrário dos elétrons, deseja-se que os íons não estejam magnetizados, para serem acelerados para fora do canal. Para que isso ocorra, algumas regras de dimensionamento precisam ser respeitadas. Sendo assim, a única força aplicada aos íons F_i é a força devido ao campo elétrico:

$$\vec{F}_i = q\vec{E} = \iiint_{d\theta dr dz} qN_i\vec{E} r d\theta dr dz, \quad (2.13)$$

em que q é carga elementar, \vec{E} é o campo elétrico, N_i é a densidade dos íons. Considerando que há simetria na direção θ e lembrando que r está na integral devido o elemento infinitesimal de integração:

$$\vec{F}_i = 2\pi \iint_{dr dz} qN_i\vec{E} r dr dz. \quad (2.14)$$

Já para os elétrons, deseja-se que os mesmos estejam magnetizados, pois assim serão confinados no canal de aceleração. Portanto, a força aplicada aos elétrons F_e é a soma das forças devido ao campo elétrico e ao campo magnético:

$$\vec{F}_e = q\vec{E} + q\vec{v} \times \vec{B}. \quad (2.15)$$

Como é esperado que a partícula siga um movimento circular, coloca-se um referencial sobre o centro-guia da órbita dos elétrons. Nesse caso, colocando a carga do elétron em evidência têm-se:

$$q(\vec{E} + \vec{v} \times \vec{B}) = 0, \quad (2.16)$$

$$\vec{E} = \vec{v} \times \vec{B}. \quad (2.17)$$

Para se encontrar uma expressão para a velocidade, faz-se o produto vetorial da mesma expressão por \vec{B} :

$$\vec{E} \times \vec{B} = \vec{B} \times (\vec{v} \times \vec{B}). \quad (2.18)$$

Lembrando que o produto vetorial triplo é definido por:

$$\vec{X} \times (\vec{Y} \times \vec{Z}) = (\vec{X} \cdot \vec{Z})\vec{Y} - (\vec{X} \cdot \vec{Y})\vec{Z}. \quad (2.19)$$

Usando a equação 2.19, têm-se, no nosso caso:

$$\vec{B} \times (\vec{v} \times \vec{B}) = \vec{v}B^2 - \vec{B}(\vec{v} \cdot \vec{B}). \quad (2.20)$$

O produto escalar entre dois vetores ortogonais é nulo. Portanto, a expressão para a velocidade de deriva dos elétrons, definida por \vec{v}_H é:

$$\vec{v}_H = \frac{\vec{E} \times \vec{B}}{B^2}. \quad (2.21)$$

Essa é a velocidade de deriva das partículas sob influência dos campos elétrico e magnético ortogonais. Pode-se perceber que ela não depende da carga e, portanto, é a mesma para íons e elétrons. Essas aproximações apenas valem para campos uniformes, ou seja, $\vec{E} = |\vec{E}|\hat{z}$ e $\vec{B} = |\vec{B}|\hat{r}$. Outro fator importante é que o vetor velocidade aponta na direção do produto vetorial $\vec{E} \times \vec{B}$, ou seja, na direção θ , comprovando o confinamento em uma órbita circular dentro da região de ionização.

Por outro lado, pode-se definir a velocidade a partir da definição de densidade de corrente: $J_a = qN_a v_a [\frac{A}{cm^2}]$, em que N_a e V_a são, respectivamente, a densidade e a velocidade das partículas da espécie a . Isolando a velocidade v_H na expressão da corrente Hall $J_H = -qN_H v_H$ e substituindo na equação da força sobre os elétrons:

$$\vec{F}_e = 2\pi \iint_{dr dz} -qN_e \vec{E} r dr dz + 2\pi \iint_{dr dz} \vec{J}_H \times \vec{B} r dr dz. \quad (2.22)$$

Assumindo que o empuxo \vec{T} é a resultante das forças sob os íons e elétrons e considerando o princípio da quasineutralidade do plasma, $N_e \approx N_i$:

$$\vec{T} = \vec{F}_e + \vec{F}_i. \quad (2.23)$$

Os termos referentes à força devido ao campo elétrico se anulam e, portanto:

$$\vec{T} = 2\pi \iint_{dr dz} \vec{J}_H \times \vec{B} r dr dz. \quad (2.24)$$

A equação (2.24) indica que o empuxo é gerado pela interação da corrente Hall com o campo magnético. Note, portanto, que uma oscilação da corrente Hall $\frac{\delta J_H}{\delta t}$ leva a uma oscilação $\frac{\delta T}{\delta t}$ do empuxo gerado. Sendo assim, precisamos interligar a corrente do feixe I_b com a corrente Hall J_H pois poderemos detectar flutuações da corrente Hall através da corrente do feixe de saída do propulsor. Essas flutuações estão intimamente ligadas com os modos instáveis de operação de propulsores de efeito Hall.

Apesar da consideração inicial da quasineutralidade do plasma, deve-se notar que existem regiões no propulsor em que a quasineutralidade não é garantida e, por consequência, $F_i \neq F_e$. Isso ocorre devido ao comportamento dinâmico do processo de ionização. Outro fato importante é que a corrente Hall formada resulta na diferença do comprimento do raio de Larmor para os íons e para os elétrons. Caso isso não ocorresse, a corrente resultante na direção θ se anularia.

2.5 MAGNETIC LAYER VERSUS ANODE LAYER

Existem diferenças fundamentais na geometria e nas variáveis dos dois tipos de propulsores de efeito Hall propostos na literatura. Apesar das diferenças, o processo de ionização e geração do empuxo são

idênticos.

Como citado anteriormente, a diferença fundamental está nas paredes de ambos. Nos modelos Anode Layer, as paredes do canal são metálicas e possuem um potencial elétrico próximo ao anodo.

Essa peculiaridade faz com que a temperatura dos elétrons T_e confinados na região de aceleração seja aumentada de forma notável. É fácil perceber que partículas ionizantes mais energéticas aumentam a fração ionizada de propelente e, por esse motivo, a região de aceleração pode ser diminuída consideravelmente, trazendo o anodo para bem próximo da região de aceleração, diminuindo o comprimento L do canal.

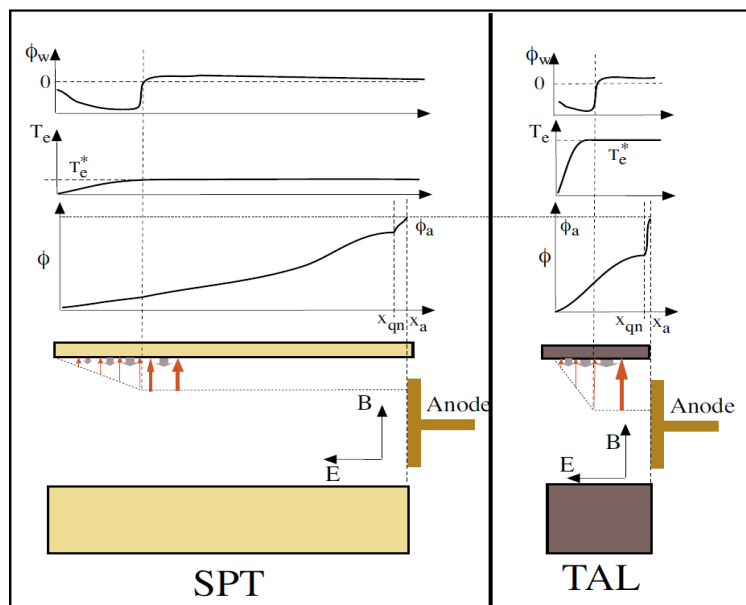


Figura 2.6: Comparação entre os modelos SPT e TAL de propulsores de efeito Hall com curvas do potencial das paredes ϕ_w , da temperatura dos elétrons T_e e do potencial do anodo ϕ .

O aumento da temperatura dos elétrons também indica para uma queda mais acentuada do potencial na saída do canal, causado por esses mesmos elétrons confinados na região de aceleração, novamente corroborando para que o comprimento do canal seja diminuído.

Além do comprimento do canal, a região denominada como bainha do anodo também é diminuída no modelo Anode Layer. No entanto, essa diminuição é imperceptível, visto que o comprimento da mesma pode ser desconsiderado em ambos modelos de propulsores de efeito Hall. Todos esses detalhes estão ilustrados na Figura 2.6 (CHOUEIRI, 2001). De cima pra baixo, podemos ver, em função do comprimento do canal, os gráficos do potencial das paredes ϕ_w , da temperatura dos elétrons T_e e do potencial elétrico ϕ .

O valor T_e^* representa a energia associada aos elétrons em que há uma mínima perda de elétrons para as paredes do canal. Já o valor ϕ_a representa o potencial e o comprimento $X_{qn} - X_a$ representa a bainha do anodo.

O fator de diminuição da região de aceleração depende do potencial aplicado e do material das paredes cerâmicas do canal, visto que há perda de elétrons para as paredes. Para o boro-nitrido (BN), por exemplo, a região de aceleração de um propulsor TAL é em torno de 8 vezes menor que seu equivalente SPT (CHOUEIRI, 2001). Esse fato mostra a importância da escolha correta do material cerâmico das paredes

do canal, a fim de evitar corrosão e perda de eficiência.

2.6 EMPUXO EM PROPULSORES ELÉTRICOS

Sabe-se que, para um sistema fechado:

$$W = \Delta E_c \quad (2.25)$$

em que W é o trabalho realizado e ΔE_c é a variação da energia cinética.

Considera-se que o íon acelerado possui massa M , velocidade final V_{ex} e que a energia cinética inicial do íon é muito pequena. Sendo o trabalho W a integral da força (elétrica) em um deslocamento, temos:

$$\int F_i dx = \frac{1}{2} M V_{ex}^2, \quad (2.26)$$

$$q \int E dx = \frac{1}{2} M V_{ex}^2. \quad (2.27)$$

A integral do campo elétrico sobre uma distância é o potencial elétrico. Em outras palavras, é a tensão V_d aplicada ao anodo. Sendo assim, a velocidade de exaustão de partículas V_{ex} é:

$$V_{ex} = \sqrt{\frac{2qV_d}{M}}. \quad (2.28)$$

A partir da equação (2.28), substituímos a velocidade dos íons (velocidade de exaustão) na equação do empuxo (2.5):

$$T = \dot{m} \sqrt{\frac{2qV_d}{M}}. \quad (2.29)$$

Relacionando o fluxo de massa \dot{m} com a corrente do feixe de saída I_b usando a definição de corrente elétrica, temos:

$$I_b = \frac{q\dot{m}}{M}. \quad (2.30)$$

Substituindo (2.30) em (2.5) e fazendo o ajuste de grandezas:

$$T = \frac{M I_b}{q} \sqrt{\frac{2qV_d}{M}}, \quad (2.31)$$

$$T = I_b \sqrt{\frac{M^2}{q^2} \frac{2qV_d}{M}}. \quad (2.32)$$

O empuxo final, portanto, será:

$$T = \sqrt{\frac{2M}{q}} I_b \sqrt{V_d}. \quad (2.33)$$

Todos os parâmetros da equação (2.33) são mensuráveis e, por esse motivo, esta é a forma usual de se calcular o empuxo do propulsor.

O controle dessas duas grandezas é essencial. No entanto, para se controlar a corrente do feixe de saída, é necessário um estudo complexo do processo de ionização do gás. Para o Argônio, com a corrente em *Ampere* e a tensão em *Volts*, o empuxo T , em *mN*, será:

$$T = 0.91013 I_b \sqrt{V_d}. \quad (2.34)$$

2.7 RELAÇÕES DE ESCALA

Para o correto funcionamento do propulsor, algumas regras de dimensionamento precisam ser preservadas. Todas essas regras estão intimamente ligadas à geometria do canal de aceleração e a geometria do campo magnético em certas regiões, indicando para o aumento da eficiência do empuxo.

2.7.1 Comprimento do Canal e Velocidade de Partículas

A Figura 2.7 mostra a visão lateral de um propulsor Hall genérico. O comprimento L é a distância do anodo até a saída do canal. O comprimento w é a diferença de comprimentos entre o raio externo R_{ex} e o raio interno R_{in} .

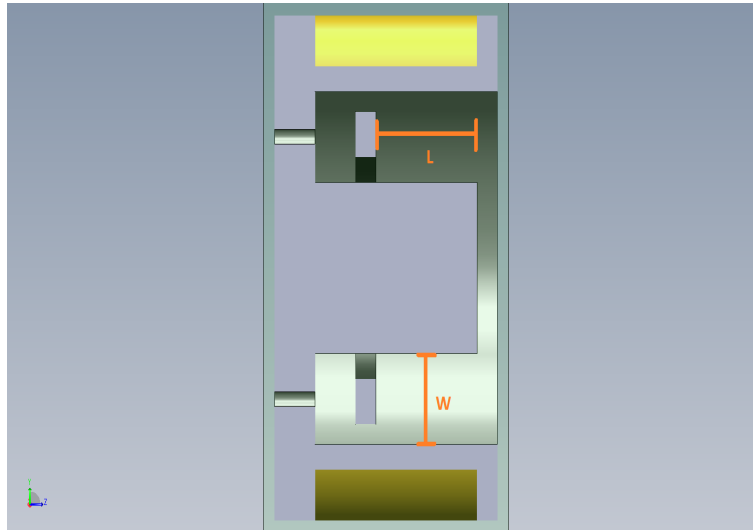


Figura 2.7: Visão lateral de um Propulsor Hall genérico.

Para que os elétrons estejam magnetizados e, portanto, confinados na região de ionização, o raio eletrociclônico R_e , também conhecido como raio de Larmor, deve ser muito menor que o comprimento L

do canal, visto que o choque com as paredes será evitado. Lembramos que V_{th} é a velocidade térmica do elétron e w_{ce} é a frequência eletrociclôtrônica, definida por $\frac{qB}{m}$ (ver detalhes em CHEN, 1983). Elétron magnetizado é aquele que faz muitos ciclos de órbita em volta de uma linha de campo, antes de colidir com uma partícula neutra. Sendo assim:

$$R_e = \frac{V_{th}}{w_{ce}} = \frac{m}{qB} \sqrt{\frac{8k_b T_e}{m}}, \quad (2.35)$$

$$R_e = \frac{1}{B} \sqrt{\frac{8m}{\pi q} T_{(ev)}}, \quad (2.36)$$

em que B é a densidade de campo magnético, m a massa do elétron, q a carga elementar, k_b a constante de Boltzmann, T_e a temperatura em K dos elétrons e $T_{(ev)}$ a temperatura em elétron-volts.

Ao contrário dos elétrons, os íons não serão confinados. Por esse motivo se o raio ionociclôtrônico R_i for muito maior que o comprimento L , essa relação será satisfeita. Portanto, mesmo que os íons sejam fracamente magnetizados, o raio da órbita será tão maior que o comprimento L que ele irá ser expelido do canal. Portanto:

$$R_i = \frac{V_i}{w_{ci}} = \frac{M}{qB} \sqrt{\frac{2qV_d}{M}}, \quad (2.37)$$

em que M é a massa do íon, q a carga elementar e V_d a tensão no anodo.

A relação completa entre os raios de órbita dos elétrons e dos íons em relação comprimento L do canal é:

$$R_e \ll L \ll R_i, \quad (2.38)$$

que no caso do propulsor PHALL-1, L está em torno de 5 cm.

2.7.2 Vínculo da geometria com o processo de ionização

O processo de ionização do gás neutro no canal de aceleração ocorre devido ao borbardeamento de elétrons confinados na corrente Hall. Assim, considerando um átomo de gás neutro com velocidade v_n , incidindo no plasma de densidade n_e , com temperatura eletrônica T_e e comprimento L , a densidade de partículas neutras irá decair conforme (ver detalhes da dedução em GOEBEL & KATZ, 2008):

$$\frac{dn_n}{dt} = -n_n n_e \langle \sigma_i v_e \rangle. \quad (2.39)$$

O termo $\langle \sigma_i v_e \rangle$ representa a taxa de ionização para elétrons Maxwellianos. A teoria se baseia na distribuição das velocidades dos elétrons e da seção de choque do gás. Novamente, a seção de choque para um gás neutro varia com o aumento da energia da partícula ionizante.

O fluxo de partículas neutras Γ_n incidindo no plasma é, portanto:

$$\Gamma_n = n_n v_n . \quad (2.40)$$

Lembrando que $v_n = \frac{dz}{dt}$, em que z é a distância percorrida pelo gás, no canal e substituindo a derivada da expressão para o fluxo na expressão da densidade, temos:

$$\frac{d\Gamma_n}{\Gamma_n} = \frac{n_e \langle \sigma_i v_e \rangle}{v_n} dz . \quad (2.41)$$

Resolvendo a equação diferencial e tendo $\Gamma_n(0)$ como o fluxo inicial de partículas neutras, encontraremos uma expressão para o fluxo, em função da distância z .

$$\Gamma_n(z) = \Gamma_n(0) e^{-\frac{z}{\lambda_i}} . \quad (2.42)$$

A expressão, portanto, mostra que o fluxo de partículas neutras decai exponencialmente e o termo constante λ_i , chamado de livre caminho médio, é dado por:

$$\lambda_i = \frac{v_n}{\langle \sigma_i v_e \rangle} . \quad (2.43)$$

O livre caminho médio é a distância percorrida por um elétron entre duas colisões sucessivas. Considerando que os elétrons estarão espiralando ortogonalmente ao fluxo de partículas neutras, a distância entre colisões são influenciadas pela densidade dos elétrons, pela velocidade das partículas neutras e, obviamente, pela taxa de ionização, que depende da energia dos elétrons e da seção de choque. Basicamente, a tecnologia de produção de elétrons pelo catodo (densidade e energia dos elétrons) é muito importante para o aumento da eficiência de ionização.

Para garantir a máxima ionização possível, com base no livre caminho médio, basta resolver a equação do fluxo para todo o comprimento L , ou seja, para quando a partícula neutra passa por todo o canal de aceleração.

Podemos descrever a fração ionizada da seguinte forma:

$$\frac{\Gamma_{saiada}}{\Gamma_{incidente}} = 1 - e^{-\frac{L}{\lambda_i}} . \quad (2.44)$$

Calculando-se para que 95% do gás incidente seja ionizado antes que saia do canal, a equação mostra que o comprimento L do canal se relaciona da seguinte forma:

$$L = -\lambda_i \ln(1 - 0.95) = 2.996 \lambda_i , \quad (2.45)$$

$$L \approx 3 \frac{v_n}{n_e \langle \sigma_i v_e \rangle} . \quad (2.46)$$

Essa expressão mostra que, quanto menor for o livre caminho médio, comparado ao comprimento do canal, mais eficiente será a ionização e, por conseguinte, a eficiência total do propulsor, ou seja:

$$\frac{\lambda_i}{L} \ll 1. \quad (2.47)$$

2.8 EFICIÊNCIA EM PROPULSORES HALL

Nesta parte, estudaremos o modelo de eficiência total de um propulsor Hall com base nas eficiências parciais: eficiência do empuxo, eficiência elétrica e eficiência de ionização. Esse estudo é importante para se traçar sob quais condições o empuxo gerado é ótimo, ou seja, maior desempenho com menor consumo de energia e propelente. A energia economizada poderá ser usada pelos outros subsistemas da plataforma, proporcionando um melhor gerenciamento dos recursos energéticos da missão.

2.8.1 Eficiência do Empuxo

A dedução do empuxo necessita ser corrigida pois a expressão geral considera que o plasma é acelerado sempre na mesma direção e, claramente, isso não acontece. Outra correção é feita devido às partículas multicarregadas, que apresentam comportamento diferente.

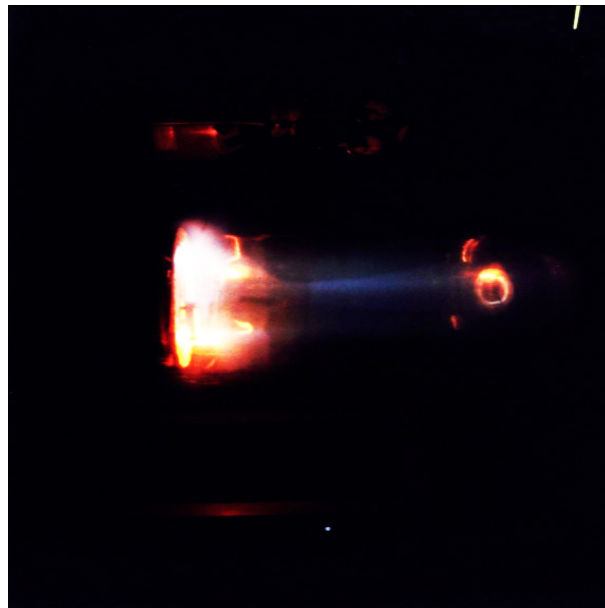


Figura 2.8: Divergência do feixe do propulsor PHALL-1.

Existe uma angulação em que o plasma é acelerado através do canal de aceleração. A Figura 2.8 mostra uma foto do feixe produzido pelo propulsor PHALL-1. Existem componentes em direções diferentes da direção \hat{z} . Para corrigir o valor do empuxo, basta multiplicar o empuxo pelo cosseno do ângulo em relação ao eixo central do propulsor. Apenas desta maneira, a componente \hat{z} das partículas será considerada na expressão do empuxo. O fator perda pela divergência do feixe será, portanto:

$$F_t = T \cos(\theta) \quad (2.48)$$

Por outro lado, há uma pequena chance de um elétron muito energético colidir com o íon e retirar um segundo elétron do mesmo. A correção para essas partículas será deduzida a seguir, considerando que a corrente do feixe é formada pela soma das correntes com partículas monocarregadas e duplamente carregadas:

$$I_b = I^+ + I^{++}, \quad (2.49)$$

$$T_m = I^+ \sqrt{\frac{2MV_b}{q}} + I^{++} \sqrt{\frac{2MV_b}{2q}}, \quad (2.50)$$

$$T_m = I^+ \sqrt{\frac{2MV_b}{q}} \left(1 + \frac{1}{\sqrt{2}} \frac{I^{++}}{I^+}\right). \quad (2.51)$$

O termo modificador da expressão padrão do empuxo é o fator de correção pelas partículas duplamente carregadas:

$$\alpha = \frac{1 + 0.707 \frac{I^{++}}{I^+}}{1 + \frac{I^{++}}{I^+}}. \quad (2.52)$$

A razão $\frac{I^{++}}{I^+}$ representa a fração das partículas duplamente carregadas na corrente do feixe. Normalmente, para propulsores iônicos ou do tipo Hall, essa fração é bastante pequena, sendo desconsiderada. Mesmo assim, através do analisador de energia, é possível identificar graficamente os íons mono e duplamente carregados.

Levando em conta as duas situações anteriores, o fator de correção total do empuxo, que podemos chamar de eficiência do empuxo γ é:

$$\gamma = \alpha F_t. \quad (2.53)$$

Portanto, o empuxo final será:

$$T = \gamma \sqrt{\frac{2M}{q}} I_b \sqrt{V_d}, \quad (2.54)$$

em que $\gamma = 0.958$, tipicamente (GOEBEL & KATZ, 2008).

2.8.2 Eficiência Elétrica e de Descarga

A eficiência elétrica η_e relaciona a potência injetada com potência utilizada na aceleração do feixe:

$$\eta_e = \frac{V_d I_b}{V_d I_b + P_o}, \quad (2.55)$$

em que P_o representa a potência de qualquer outra fonte que contribua para a geração do empuxo. O custo para produzir íons, também chamado de eficiência de descarga η_d , pode ser descrito como:

$$\eta_d = \frac{\text{Potencia para producao de ions}}{\text{Corrente do feixe gerada}} = \frac{eV}{i_{ion}}. \quad (2.56)$$

Ao contrário das outras eficiências, deseja-se que o custo para se produzir íons seja o menor possível, já que ele está intimamente ligado a potência P_o .

2.8.3 Eficiência de Ionização

A eficiência de ionização (de massa) η_m está relacionada à quantidade de massa do propelente que é ionizada e acelerada. Algumas técnicas serão abordadas para que a ionização se torne a máxima possível. A geometria do canal de aceleração, geometria do campo magnético, energia associada aos elétrons e densidade de elétrons são alguns fatores de extrema importância. Essa eficiência é definida como:

$$\eta_m = \frac{\dot{m}_{ion}}{\dot{m}_p} = \frac{I_b M}{q \dot{m}_p}. \quad (2.57)$$

Maior eficiência de ionização indica para um maior impulso específico, pois:

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}_p g} = \frac{\dot{m}_{ion} v_{ex}}{\dot{m}_p g} = \eta_m \frac{v_{ex}}{g}. \quad (2.58)$$

2.8.4 Eficiência Total

A eficiência total de um propulsor elétrico η_T é definida pela razão entre a potência de empuxo P_{jet} ¹, definida por $\frac{T^2}{2\dot{m}_p}$, e a potência elétrica total de entrada P_{in} . Utilizando as equações (2.54) e (2.57), temos:

$$\eta_T = \frac{P_{jet}}{P_{in}} = \frac{T^2}{2\dot{m}_p P_{in}} = \frac{\gamma^2 \eta_m I_b V_d}{P_{in}}. \quad (2.59)$$

Sabendo que P_{in} pode ser escrita relacionando a potência do feixe com a eficiência elétrica:

$$P_{in} = \frac{P_b}{\eta_e} = \frac{I_b V_d}{\eta_e}. \quad (2.60)$$

A eficiência total, será, portanto:

¹No inglês, conhecida como "Jet Power".

$$\eta_T = \gamma^2 \eta_m \eta_e . \quad (2.61)$$

Em propulsores do tipo Hall, têm-se, normalmente, eficiência total da ordem de 50%. Em casos ótimos, essa eficiência pode se chegar até 55 % para propulsores até 2 kW.

2.9 TECNOLOGIA E EFICIÊNCIA

Existem outros processos do propulsor que influenciam a eficiência e, portanto, o empuxo final. Será feito uma listagem de componentes, grandezas e processos básicos de funcionamento que podem melhorar a eficiência.

2.9.1 Catodo e Ionização

O catodo é responsável por gerar os elétrons que vão ionizar o gás, gerando o plasma. A densidade de elétrons e a energia associada a eles (thermal velocity) são variáveis extremamente importantes para a eficiência de ionização. Portanto, a tecnologia de produção de elétrons do catodo influencia diretamente a fração de massa ionizada $\langle \sigma_i v_e \rangle$.

2.9.2 Dimensões do Propulsor

Sabe-se, pelo capítulo 2, que:

$$T = \sqrt{\frac{2M}{q}} I_b \sqrt{V_d} . \quad (2.62)$$

Portanto, existe alternativas para se criar um sistema com duas entradas, tensão de descarga e corrente do feixe, e uma saída, o empuxo. No entanto, a corrente do feixe depende da densidade e da velocidade dos íons. A densidade de íons está intimamente ligada ao processo de ionização e a velocidade dos íons está ligada a força elétrica aplicada na partícula ionizada. Aplicando a definição de densidade de corrente para I_b , temos:

$$I_b = n_i q \sqrt{\frac{2qV_d}{M}} 2\pi R w , \quad (2.63)$$

em que $2\pi R w$ é a área de saída do canal (seção transversal). É um retângulo com o comprimento da base $2\pi R$ e altura w , em que R é o raio médio e $w = R_{ex} - R_{in}$.

O empuxo pode ser escrito, portanto, da seguinte forma:

$$T = 4\pi q n_i V_d [R w] . \quad (2.64)$$

Chegando a uma relação de proporcionalidade:

$$Rw \propto T. \quad (2.65)$$

Para se obter maiores empuxos, é necessário, portanto, ter um propulsor de maiores dimensões, mantendo a densidade de íons e a tensão do anodo constantes.

2.9.3 Disposição do Campo Magnético

Deseja-se que o plasma não esteja magnetizado nas proximidades do anodo. Isso pode ser claramente visto na Figura 2.5. O potencial do anodo cria uma região denominada bainha do anodo, cuja polaridade e magnitude dependem da intensidade e da direção o campo magnético local. A eficiência de descarga, citada anteriormente está intimamente ligada à disposição do campo magnético nessa área, pois não queremos uma corrente de elétrons coletada pelo anodo.

Por outro lado, as fortes intensidades dos campos magnético e elétrico na saída do canal de aceleração contribuem para o melhor confinamento de elétrons e para aumento do tempo de vida das paredes do propulsor, visto que um bom confinamento evita bombardeamentos de partículas, evitando a corrosão das paredes. Disposições ótimas de campos magnéticos na saída também podem diminuir a divergência do feixe, como citado anteriormente.

A Figura 2.9 mostra o perfil do campo magnético no PHALL-1. Observa-se que a intensidade do campo magnético é considerável na região próxima ao anodo e que há uma inversão do campo, como esperado, na saída do canal de aceleração, destacado no gráfico como uma linha vertical.

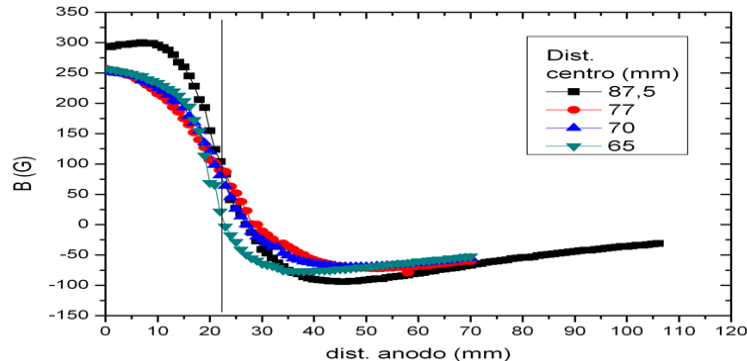


Figura 2.9: Perfil do campo magnético no PHALL-1.

Há certas dificuldades para se projetar disposições de campos magnéticos mais eficientes utilizando ímãs permanentes. Cada ímã é um dipolo magnético e, certas linhas de campo que passam pelo anodo não podem ser simplesmente anuladas. Por outro lado, utilizando bobinas condutoras, pode se modificar a intensidade e topologia das linhas de campos com maior facilidade.

O uso de ímãs permanentes para diminuir a quantidade de potência usada na propulsão é altamente relevante. No entanto, pode haver situações em que a eficiência seja melhorada de tal forma que seria mais interessante usar as bobinas condutoras, em detrimento dos ímãs.

A disposição do campo magnético na saída do canal de aceleração aponta para a diminuição da diver-

gência do feixe, aumentando a eficiência do empuxo. A disposição ótima do campo no final do canal de aceleração pode ser alcançada em futuros trabalhos, através de simulação computacional, usando método de elementos finitos (KEIDAR & BOYD, 1999). A Figura 2.10 mostra uma simulação das linhas de campo magnético do PHALL1.

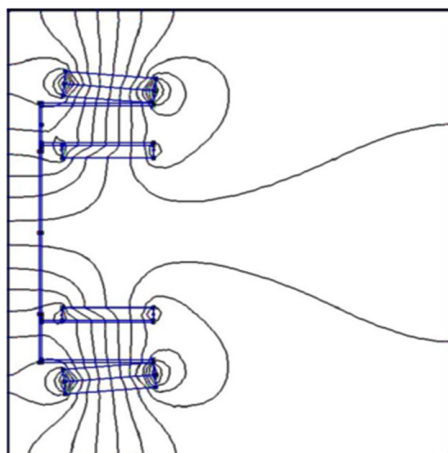


Figura 2.10: Simulação das linhas de campo magnético do PHALL1.

O campo magnético ótimo também evita colisões das partículas com as paredes do canal, diminuindo a corrosão e aumentando o tempo de vida do propulsor. Esse fator é extremamente importante para missões de espaço profundo.

Não se pode esquecer que a topologia do campo na proximidade do anodo também aumenta a eficiência de propulsão, diminuindo a chegada de elétrons até anodo, contribuindo para que a eficiência de descarga seja aumentada.

2.10 DESCRIÇÃO DAS POSSÍVEIS OSCILAÇÕES EM PROPULSORES HALL

Dependendo do tamanho, geometria e das características de operação de propulsores de efeito Hall, oscilações e instabilidades podem aparecer com frequências da ordem de 1 kHz e algumas dezenas de MHz. As oscilações mais facilmente observadas ocorrem na banda de frequência entre 1 e 30 kHz, estando associadas a instabilidades no processo de ionização e oscilações rotacionais no plasma dentro do canal anular. Já na banda de frequência próximas a 100 kHz, oscilações podem ocorrer devido a gradientes locais do campo magnético, que não é idealmente radial em propulsores reais. Na banda de frequência até 500 kHz, oscilações devido ao trânsito dos íons pela região de ionização também podem ocorrer. Acima dessas frequências, ondas íon-acústicas e ondas de deriva foram previstas e observadas (ver revisão dos modos de oscilação em CHOUERI, 2001).

Levando em conta todos os resultados obtidos pelos estudos dessa área em propulsores de efeito Hall, o consenso é que o plasma desses processos é altamente rico em oscilações axiais e azimutais (direção \hat{z} e $\hat{\theta}$), que geram modos instáveis de operação (LOBBIA, 2010), mas, por outro lado, são essenciais para que ocorra a descarga.

Um dos modos de oscilação de menor frequência observado em todos os propulsores de efeito Hall é o *breathing mode* (BOEUF & GARRIGUES, 1998). Na literatura russa, o mesmo efeito é conhecido como "instabilidade na localização da zona de ionização". É essa a oscilação que mais acarreta modos instáveis de operação e, por esse motivo, é tão estudada.

Essas oscilações aparecem na corrente de descarga, são de grande amplitude e estão intimamente ligadas a um comportamento "predador-presa" entre a zona de ionização (elétrons confinados na corrente Hall) e as partículas de gás neutro. A Figura 2.11 tenta exemplificar o ciclo que será explicado a seguir.

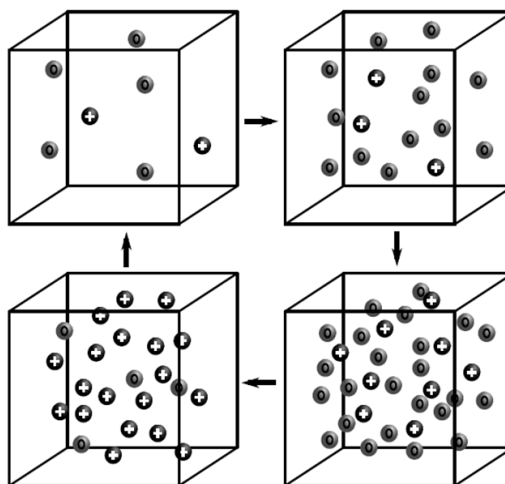


Figura 2.11: Demonstração do modelo predador-presa no canal de aceleração. Os elétrons que formam a corrente Hall foram omitidos. As partículas ionizadas estão representadas com o sinal positivo. As partículas neutras estão representadas pelo número zero.

O ciclo se inicia enquanto o canal está sendo preenchido por partículas neutras. Em seguida, a corrente Hall começa a ionizar o gás através de impacto eletrônico. Enquanto os íons são acelerados para fora do canal, eles deixam pra trás elétrons que podem contribuir para a corrente Hall ou podem se aproximar do anodo de forma anômala. Os outros elétrons que ainda pertencem a corrente Hall e, portanto, estão em deriva na direção $E \times B$ causam um aumento repentino do campo elétrico entre o anodo e a corrente Hall, a fim de manter a continuidade da corrente. Esse aumento da magnitude da deriva $E \times B$ resulta em um processo de ionização mais rápido temporariamente. No entanto, esse reforço no processo de ionização é rapidamente findado, enquanto se esgotam as partículas neutras do canal. Seguindo o processo, o canal é novamente preenchido de partículas neutras e o ciclo recomeça (LOBBIA, 2010).

A Figura 2.12 mostra uma simulação do espectro de frequências esperado para a corrente de descarga. O primeiro pico de magnitude está na faixa de frequência da ordem de 20 kHz, representando a oscilação do tipo *breathing mode*. O segundo pico está na faixa de frequência da ordem de 60 kHz, simulando gradientes locais de campo elétrico e magnético. Já a Figura 2.13 mostra a corrente esperada para o anodo, baseada no espectro da Figura 2.12. Apesar de muito ruidoso, o sinal possui um modo de oscilação característico, em torno de 20 kHz.

A grande maioria dos pesquisadores têm considerado esse tipo de oscilação como negativa e as enormes amplitudes causadas por essas oscilações podem, de fato, levar à condições violentas de operação que

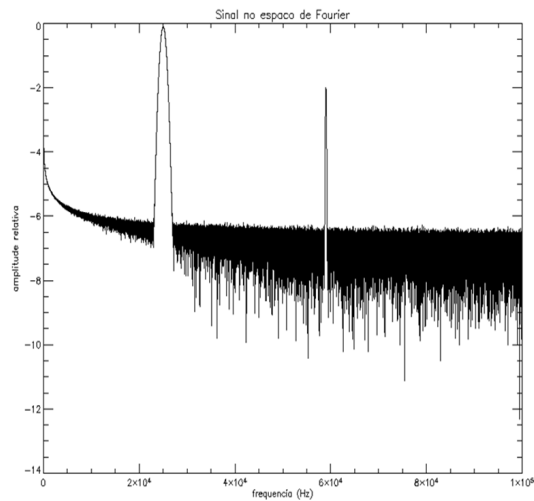


Figura 2.12: Espectro do sinal simulado da corrente de descarga em propulsores do tipo Hall.

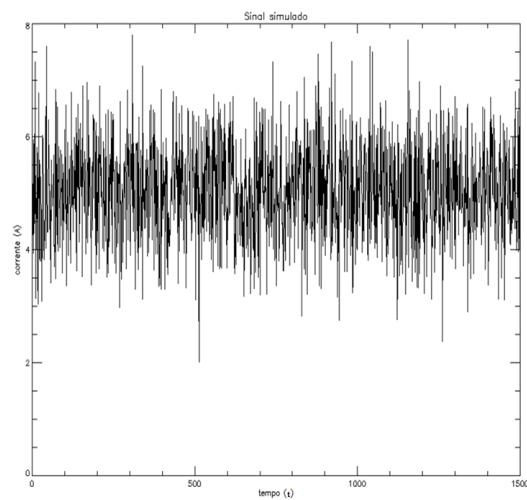


Figura 2.13: Sinal simulado da corrente esperada para o Anodo.

podem danificar em larga escala o fornecimento de energia (*Power Processing Unit*) para o propulsor. No entanto, como foi percebido pelos desenvolvedores russos de propulsores de efeito Hall, estas oscilações podem fornecer a condutividade elétrica necessária para o funcionamento do propulsor e, portanto, podem ser consideradas úteis ou normais, quando mantidas estáveis (LOBBIA, 2010).

Um simples modelo físico para esse tipo de oscilação foi primeiramente apresentado em 1997, numa conferência da AIAA² (FIFE et al, 1997) e será descrito nessa seção.

A partir da lei de conservação das espécies, ou seja, da diminuição da quantidade de partículas neutras e do aumento da quantidade de partículas ionizadas, têm-se:

²American Institute of Aeronautics and Astronautics

$$\frac{dn_i}{dt} = n_i n_n \langle \sigma_i v_e \rangle - \frac{n_i v_i}{L} \quad (2.66)$$

$$\frac{dn_n}{dt} = -n_i n_n \langle \sigma_i v_e \rangle + \frac{n_n v_n}{L} \quad (2.67)$$

Para essas expressões, é conveniente adicionar o comprimento L do canal como fator de escala na expressão para avaliar apenas o comportamento na direção \hat{z} de forma unidimensional, em que os íons são acelerado com velocidade v_i e as partículas neutras chegam ao canal com velocidade v_n . Para o modelo, a taxa de ionização $\langle \sigma_i v_e \rangle$, apesar de ser função da temperatura das partículas colisoras, é considerada constante.

Para a continuação da modelagem, têm-se que essas perturbações são pequenas e, por esse motivo, lineariza-se o sistema para pequenas perturbações usando:

$$n_i = \bar{n}_i + \Delta n_i \quad (2.68)$$

$$n_n = \bar{n}_n + \Delta n_n \quad (2.69)$$

em que \bar{n}_n e \bar{n}_i são as densidades não perturbadas e Δn_n e Δn_i são as perturbações nas densidades.

Aplicando o operador de derivação apenas às quantidades perturbadas de densidade, a lei de conservação das espécies será, portanto:

$$\frac{d\Delta n_i}{dt} = [\bar{n}_i + \Delta n_i][\bar{n}_n + \Delta n_n] \langle \sigma_i v_e \rangle - \frac{[\bar{n}_i + \Delta n_i] v_i}{L} \quad (2.70)$$

$$\frac{d\Delta n_n}{dt} = -[\bar{n}_i + \Delta n_i][\bar{n}_n + \Delta n_n] \langle \sigma_i v_e \rangle + \frac{[\bar{n}_n + \Delta n_n] v_n}{L} \quad (2.71)$$

Buscando o valor médio das densidades, basta considerar que não há perturbações. Assim, as derivadas das densidades serão nulas e os valores médios serão, portanto:

$$\bar{n}_n = \frac{v_n}{\langle \sigma_i v_e \rangle L} \quad (2.72)$$

$$\bar{n}_i = \frac{v_i}{\langle \sigma_i v_e \rangle L} \quad (2.73)$$

No entanto, ao considerar os termos de primeira ordem e fazendo os devidos ajustes, a densidade de íons pode ser descrita por uma equação oscilatória harmônica não-amortecida:

$$\frac{d^2 \Delta n_i}{dt^2} + \langle \sigma_i v_e \rangle^2 \bar{n}_i \bar{n}_n \Delta n_i = 0 \quad (2.74)$$

A frequência, em rad/s da oscilação da densidade dos íons é $w^2 = \langle \sigma_i v_e \rangle^2 \bar{n}_i \bar{n}_n$. Isso é facilmente indentificado pois a equação é um oscilador harmônico simples. A frequência f_B , em hertz, utilizando a equação 2.73, é:

$$f_B = \frac{\sqrt{v_i v_n}}{2\pi L} \quad (2.75)$$

A partir desse momento, chamaremos f_B de frequência natural de oscilação na corrente de descarga. Na literatura internacional, ela é referida como *breathing mode oscillation frequency*. Podemos notar que essa oscilação depende das velocidade dos íons, da velocidade das partículas neutras e do comprimento do canal. Apesar de ser simples em sua forma e estar de acordo com resultados experimentais, a precisão do modelo costuma diminuir quando altas amplitudes na densidade de íons acontecem. Nessas circunstâncias, acrescentar os efeitos de segunda ordem passam a ser relevante para a modelagem do sistema.

Mais um fato importante a ser citado é que nesta expressão não estão inseridos parâmetros de operação de propulsores de efeito Hall, tais como fluxo de massa, configuração de campo magnético, tensão no anodo, dentre outros.

3 DIAGNÓSTICOS E AQUISIÇÃO

3.1 DIAGNÓSTICOS EM PLASMAS

A partir de sondas elétricas, que podem ser planas, esféricas ou cilíndricas, é possível estimar os parâmetros do plasma gerado no canal de aceleração. A Figura 3.1 (SCHOTT, 1995) mostra um plasma de potencial V_{sp} , com um potencial variável V_b aplicado a uma sonda imersa no plasma. Esse potencial aplicado a sonda perturba localmente o plasma, gerando uma bainha de potencial V_p . É medida, portanto, a corrente I_p coletada pela sonda. A relação básica entre as tensões é:

$$V_b = V_p + V_{sp} \quad (3.1)$$

Ao aplicar na sonda um potencial V_b equivalente ao potencial do plasma V_{sp} , não haverá campo elétrico resultante localmente, levando a uma situação de equilíbrio. Nesse caso, os elétrons e íons atingem a sonda apenas por agitação térmica. Apesar da quasineutralidade do plasma, a velocidade dos elétrons é bem maior que a velocidade dos íons, devido a diferença de massa, acarretando em $T_e \gg T_i$. Sendo assim, a corrente I_p coletada nessa situação é predominantemente eletrônica.

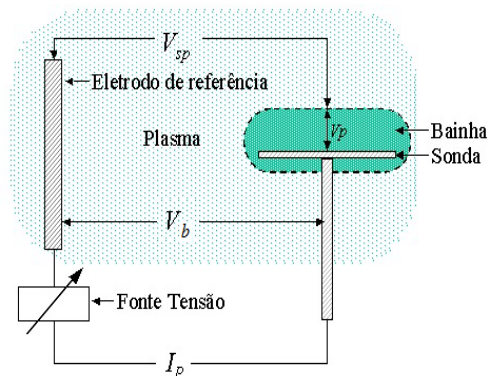


Figura 3.1: Montagem do Sistema de uma Sonda de Langmuir.

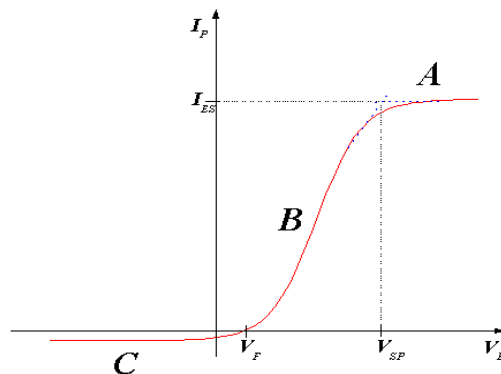


Figura 3.2: Curva característica de um Plasma obtido pela Sonda de Langmuir.

Aumentando-se ainda mais o potencial, acima de V_{sp} , uma diferença de potencial será criada entre a sonda e o plasma, gerando uma camada eletrônica superficial sob a sonda. Esse fenômeno é conhecido como Blindagem de Debye (vide CHEN, 1983). A influência do potencial da sonda ocorre até um comprimento específico, conhecido como Esfera de Debye. A partir deste, dependente do potencial, o plasma volta a ter a quasineutralidade garantida. Nessa região, referida por *A*, na Figura 3.2, há a saturação da corrente, devido ao efeito da blindagem e ao fato da área da sonda ser constante. A corrente, nesse caso, é coletada por elétrons em movimentos térmicos aleatórios que ultrapassam a Blindagem de Debye.

Partindo do princípio contrário, se o potencial aplicado à sonda for significativamente menor que o potencial do plasma V_{sp} , os elétrons serão dificultados em chegar até a sonda, até um momento que serão totalmente repelidos pela mesma, cessando a corrente I_p (Região B). Nesse ponto, pode-se afirmar que as correntes eletrônicas e iônicas são equivalentes. Diminuindo ainda mais o potencial, uma corrente de saturação negativa irá aparecer, seguindo a mesma idéia da blindagem, nesse caso, causada por ions (Região C).

Para este estudo, precisamos relembrar a definição de corrente elétrica:

$$I = S \sum_a n_a q_a \bar{v}_a, \quad (3.2)$$

onde S é a área da superfície da sonda, n_a a densidade de partículas da espécie a , q_a a carga da partícula da espécie a , \bar{v}_a a velocidade média da partícula a . Para os elétrons, seguindo a distribuição de Maxwell-Boltzmann, a velocidade média (thermal velocity) \bar{v}_{th} é dada pela equação (2.35).

A partir da curva característica corrente-tensão, pode-se obter a temperatura dos elétrons T_e do plasma, com o inverso do coeficiente angular da reta da equação:

$$\frac{\ln |I|}{V} = \frac{e}{k_B T_e} \quad (3.3)$$

Utilizando a equação (2.35) e (3.2), pode-se encontrar a densidade do plasma na região de saturação de corrente eletrônica, por exemplo.

3.2 SISTEMAS DE TEMPO REAL

A atribuição tempo real é dada a um sistema que gera resultados corretos de tarefas processadas em um tempo prédefinido e limitado. Caso seja detectado que o processamento da próxima tarefa não será concluído no tempo pré-determinado, a tarefa não será processada e o projetista será avisado (LAPLANTE, 2004). O aspecto temporal do comportamento de um sistema de tempo real é parte de sua especificação (NISSANKE, 2005). As respostas, além de corretas, devem estar dentro dos limites temporais exigidos pela aplicação.

De acordo com a penalidade envolvida em uma falha, as aplicações de tempo real serão classificadas como críticas ou moderadas. Sistemas críticos terão comportamento determinístico, ou seja, não poderão ter os prazos violados de forma alguma. O freio ABS (Anti Block System) e o sistema embarcado de

navegação de uma aeronave são exemplos de sistemas críticos. Em ambos os casos, uma falha de tempo poderá causar danos irreversíveis, como uma colisão. Já os sistemas moderados não tem tal rigidez e podem, inclusive, se utilizar de resultados entregues fora do tempo previsto. (LAPLANTE, 2004).

Observa-se que não há especificações sobre a variável tempo na definição. Portanto, sistemas em tempo real podem assumir taxas de amostragem que variam entre algumas dezenas de microsegundos até poucos segundos, dependendo do tipo de sistema a ser controlado/amostrado. O tempo de resposta, como é chamado na literatura, é o tempo entre a apresentação de um valor de entrada, o armazenamento da variável, a realização de seu processamento e a obtenção do resultado.

3.3 BIBLIOTECAS DE TEMPO REAL

A base do software de tempo real é feita usando a biblioteca Orocos, acrônimo de *Open Robot Control Software*. O objetivo deste projeto é a construção de uma interface livre para desenvolvimento em C/C++ de softwares para uso em robótica e controle em geral.

O projeto Orocos possui 4 bibliotecas principais: a biblioteca para interface de tempo real (RTT¹), a biblioteca para uso em cinemática e dinâmica de estruturas (KDL²) a biblioteca de filtragem bayesiana que possui algoritmos como filtros de Kalman e Monte Carlo (BFL³) e biblioteca de componentes (OCL⁴) que oferece classes que interligam todas as três bibliotecas anteriores. O Sistema de Controle e Aquisição de Dados para família PHALL utiliza as bibliotecas RTT e OCL como interface principal para geração dos códigos.

Cada elemento do propulsor que necessita de aquisição ou controle é representado por uma classe no software chamada *TaskContext*. Por ser uma linguagem de programação orientada a objetos, todo objeto de uma classe herda todos os métodos e variáveis da mesma.

O principal método dessa classe é chamado de *PeriodicActivity* que executa em intervalos periódicos determinados pelo usuário outro método chamado de *updateHook*, a partir de ativado o método *start*.

A maior precisão da medida do tempo para execuções é dada pela biblioteca Xenomai, que aplica um *patch* de alterações no kernel de sistemas Linux, visando oferecer uma interface robusta a nível de kernel para o sistema operacional. A biblioteca garante a precisão através de um registrador de 64 bits presente em todos os processadores de arquitetura x86 a partir do Pentium, chamado de *Time Stamp Counter*. Esse contador é incrementado em cada ciclo de clock do processador e, a partir da frequência padrão do processador, intervalos de tempo serão bem determinados a partir desse parâmetro.

Qualquer novo método ou variável criado pelo usuário do sistema pode ser referenciado à interface de tempo real através das classes *Method* e *Attribute*. A interface oferecida pelo Orocos garante a atualização de todas as variáveis (atributos) no tempo pré-determinado em *PeriodicActivity*.

¹Real Time Toolkit.

²Kinematics and Dynamics Library.

³Bayesian Filtering Library.

⁴Orocos Component Library.

3.4 SISTEMA DE AQUISIÇÃO DE DADOS PARA O PROPULSOR PHALL

O projeto e desenvolvimento do sistema de aquisição de dados para o propulsor PHALL foi iniciado com dois projetos complementares de iniciação científica, em 2009. O primeiro projeto foi o desenvolvimento de um *hardware* de condicionamento dos sinais que chegam do propulsor à placa de aquisição. Já o segundo, feito pelo autor desta monografia, foi o desenvolvimento do software de tempo real e da interface com a placa de aquisição de dados.

Um sistema de medição é composto por vários elementos interdependentes. Uma identificação de cada componente é vista na Figura 3.3 (BENTLEY, 2005).

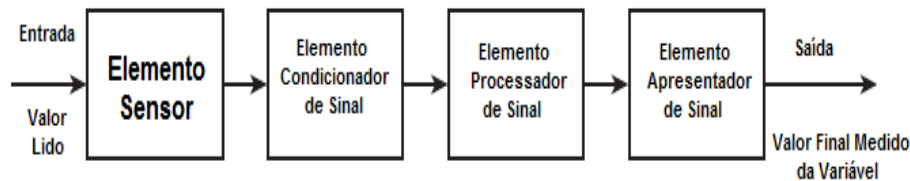


Figura 3.3: Elementos de um Sistema de Medição.

O elemento sensor está em contato com o sistema e o sinal de saída desse elemento é, de alguma forma, proporcional à variável a ser medida. Para que esse sinal seja processado e posteriormente lido, é necessário que haja um outro elemento condicionador de sinais, para que a variável obtida do sensor seja compatível com a variável que o elemento processador do sinal pode receber. O elemento processador de sinal transforma o sinal condicionado em outro tipo de sinal, compatível com sua arquitetura, na maioria das vezes, conversores analógico-digitais. O sinal, nesse formato, pode então ser apresentado ao usuário do sistema, na forma de um mostrador de escalas, de um mostrador numérico, na tela de um computador, entre outros.

Cada um desses elementos do nosso sistema de aquisição de dados será apresentado em seguida.

3.4.1 Sensores de Corrente por Efeito Hall

Quando um campo magnético atravessa um fio condutor, percorrido por uma corrente elétrica, as cargas que percorrem o fio sofrerão uma força magnética, descrita pela Força de Lorentz:

$$\vec{F}_B = q\vec{v} \times \vec{B} \quad (3.4)$$

A força magnética sobre as cargas provoca uma corrente perpendicular a direção de propagação da corrente inicial. Isto promoverá o aparecimento de uma região com concentração de cargas positivas e outra de cargas negativas, criando um campo elétrico perpendicular ao campo magnético \vec{B} . A diferença de potencial desse campo, portanto, será a variável de saída do elemento sensor. A Figura 3.4 demonstra o princípio de funcionamento desse efeito. Os números 1, 2, 3 e 4 representam, respectivamente, a fonte de tensão, o elemento (sensor) Hall, a fonte de campo magnético (ímãs ou bobinas condutoras) e as linhas de

campo magnético. os caracteres A, B, C e D representam as possíveis variações das disposições dos ímas e da corrente que passa pelo elemento Hall.

O elemento Hall sofre influência do campo magnético e uma tensão é gerada ortogonalmente ao vetor velocidade dos elétrons e ao vetor correspondente à linha de campo magnético, devido à concentração de cargas geradas pelo campo magnético. A tensão gerada/medida pode ser positiva ou negativa, dependendo da polaridade da fonte, já que a concentração de cargas será oposta à primeira, como visto nos casos *A* e *C*, da Figura 3.4), que se opõem aos casos *B* e *D*.

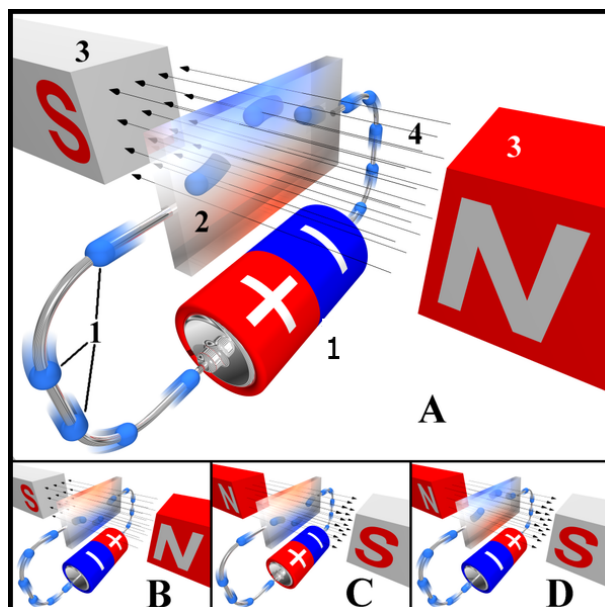


Figura 3.4: Demonstração Clássica do Efeito Hall.

Este fenômeno foi observado primeiramente por Edwin H. Hall, em 1879, ao realizar uma experiência para medir diretamente o sinal e a densidade de portadores de carga em um condutor. O efeito Hall, nos dias de hoje, desempenha um papel importante na compreensão da condução elétrica nos metais e semicondutores.

Em nosso projeto, foram usados sensores de corrente por efeito Hall da Allegro Microsystems, de 20A e 5A bidirecionais, modelo ACS712. É necessário um elemento de condicionamento de sinal para o sensor, visto que a tensão de saída possui sensibilidade de 185 mV/A. Os sensores serão utilizados para se medir as correntes do Anodo, do Catodo e do Coletor de Íons, da ordem de 5A, 15A e 1A, respectivamente.

3.4.2 Sensores de Corrente com Resistência em Série

Esse método de medição de corrente consiste em colocar em série com o sistema um resistor de precisão com valor muito pequeno se comparado com a impedância total do sistema. A partir desse resistor, mede-se a queda de tensão sobre ele e, com isso, sabe-se a corrente que o atravessa. Novamente, é necessário um elemento condicionador de sinal, visto que as tensões são da ordem de milivolts.

Esse tipo de medição de corrente é utilizada pois não há sensores de corrente por efeito Hall no mercado, capazes de detectar correntes máximas de 1mA ou 50mA, necessárias para a Sonda de Langmuir e

para o Analisador de Energia.

3.4.3 Amplificador Isolador

Esse elemento oferece uma proteção para componentes internos às placas de aquisição de dados, visto que faz o isolamento das altas tensões do propulsor antes de serem conectadas à placa. A fonte flutuante pode ser feita usando um transformador, retificando a parte positiva e a parte negativa. A outra é uma fonte regulada $+12V/ - 12V/ + 5V$ de $50 W$, fabricada pela LRI⁵.

A Figura 3.5 mostra a barreira entre a entrada e a saída do isolador. Nota-se que o amplificador isolador precisa de duas fontes de alimentação separadas, sendo que a da esquerda precisa ser flutuante.

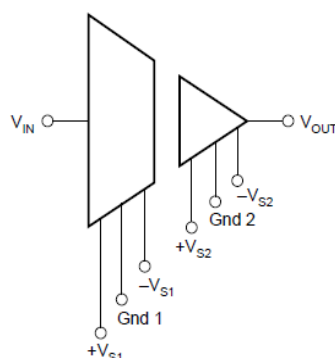


Figura 3.5: Elemento Isolador.

O Amplificador Isolador é um elemento de condicionamento de sinal pois isola as altas tensões dos diagnósticos da Sonda de Langmuir e do Analisador de Energia. A tensão máxima sobre os resistores é de apenas $1V$. No entanto, essa tensão não é referenciada ao terra e, por isso, há necessidade do isolador. As tensões de $500V$ e $800V$ ligadas diretamente às entradas analógicas da placa de aquisição danificariam inteiramente o sistema.

3.4.4 Amplificador Não-Inversor e Seguidor de Tensão

Para que a tensão de saída dos elementos sensores seja compatível com a faixa de operação da placa de aquisição (elemento processador de sinal), é necessário aplicar um ganho no sinal, compatível com a faixa de operação. Vale ressaltar que, um aumento de ganho aponta para uma menor banda passante do sistema, devido ao comportamento dinâmico do amplificador como um filtro passa-baixas (BENTLEY, 2005).

A configuração seguidora de tensão (buffer) cria uma barreira entre entrada e saída, onde a potência de saída será toda proveniente da fonte de alimentação do amplificador operacional e não da fonte que está alimentando a entrada. Geralmente, os buffers são colocados nas entradas e nas saídas de pinos analógicos ou digitais de placas de aquisição de dados, para que as correntes de entrada e saída que irão percorrer o resto do sistema não sejam fornecidas diretamente da placa, já que sempre há um limite disponível.

⁵Buscar a fonte T-50B em <http://www.lri.coom.br/>.

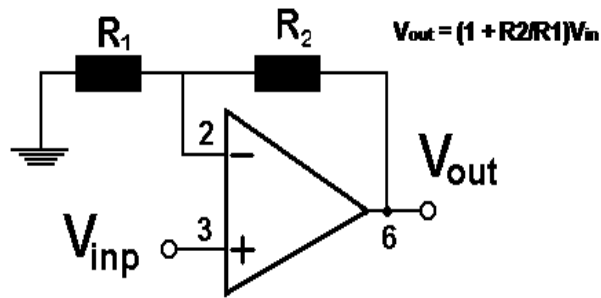


Figura 3.6: Configuração Não-Inversora do Amplificador Operacional.

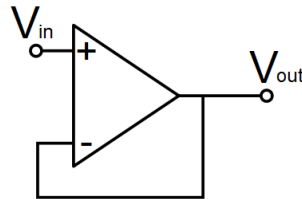


Figura 3.7: Configuração Seguidora de Tensão (Buffer).

3.4.5 Filtro Anti-Aliasing

Segundo o Teorema da Amostragem de Nyquist, a frequência de amostragem de um sinal analógico, para que possa posteriormente ser reconstituído com o mínimo de perda de informação, deve ser igual ou maior a duas vezes a maior frequência do espectro desse sinal.

O serrilhamento, comumente conhecido pelo termo em inglês "aliasing", é o efeito causado pela leitura de um sinal analógico que tem componentes de frequência maior que a taxa de amostragem. Quando esse fenômeno ocorre, ao se reconstituir um sinal, haverá superposição de espectros, gerando ambiguidade na interpretação do sinal.

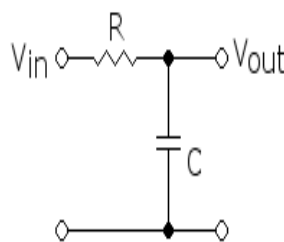


Figura 3.8: Filtro Passa-Baixas (Anti Aliasing). $R = 15 \text{ k}\Omega$ e $C = 22 \text{ nF}$.

Para evitar que o aliasing ocorra, a alternativa é colocar um filtro passa-baixas no sinal de entrada, compatível com a taxa de amostragem. Sendo assim, se a taxa de amostragem do sistema é de 1 kHz, o filtro passa baixas, chamado também de filtro anti-aliasing, precisa ter a frequência de corte em 500 Hz, compatível com o teorema da amostragem de Nyquist. No caso, utilizamos um resistor de 15 k Ω e um capacitor de 22 nF.

Esse elemento de condicionamento de sinal é normalmente colocado após o estágio de amplificação do sinal ou associado ao próprio estágio de amplificação, antes da entrada de sinal analógico da placa de aquisição.

3.5 MÓDULO ELETRÔNICO DE CONDICIONAMENTO DE SINAIS

A Figura 3.9 mostra a eletrônica pronta para testes. À direita, sobre o suporte de madeira, é mostrado os sensores de corrente para o catodo e para o anodo. Na parte superior da imagem, pode-se observar a fonte da **LRI**, modelo T-50B, que alimenta todo o módulo de condicionamento de sinais. Mais abaixo na imagem, pode-se notar as duas borneiras verdes de 50 pinos e o circuito demultiplexador analógico, montado na *Protoboard*.

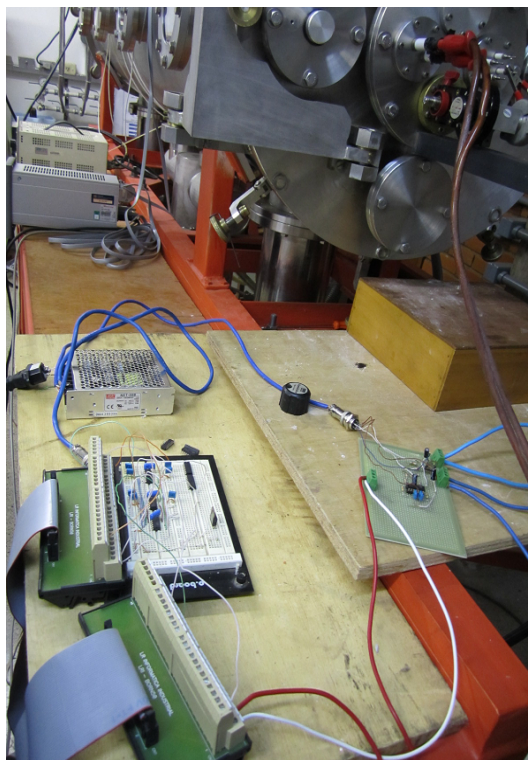


Figura 3.9: Teste com o módulo eletrônico de condicionamento de sinais.

Nesta seção, diagramas de blocos serão apresentados com os projetos de sensoramento usando sensores de corrente Hall e resistores em série. Para melhor compreensão, consultar Anexo I para verificar a representação fiel da eletrônica envolvida.

3.5.1 Entradas Analógicas

A Tabela 3.1 mostra as características gerais do condicionamento de sinais das entradas analógicas.

A resolução do sistema está na Tabela 3.2. As entradas e saídas analógicas da placa de aquisição de dados têm resolução de 12 bits. Aplicando ao sistema, a resolução é a menor variação da entrada que pode

Tabela 3.1: Quadro esquemático da eletrônica envolvida para as entradas analógicas.

Componente	Corrente Máxima	Sensor	Isolador	Amplificação	Filtro	Amostragem
Catodo	7.59 A	Hall ACS713	Não	7.8	500 Hz	1 kHz
Anodo	10.89 A	Hall ACS713	Não	5	500 Hz	1 kHz
Coletor de Íons	2.35 A	Hall ACS713	Não	23	500 Hz	1 kHz
Sonda de Langmuir	50 mA	Resistor 10 Ω	Sim	20	500 Hz	1 kHz
Analizador de Energia	1 mA	Resistor 1 k Ω	Sim	10	500 Hz	1 kHz

ser detectada pela saída (BENTLEY, 2005).

Tabela 3.2: Quadro resumo com as menores medidas de corrente detectáveis por cada componente.

Componente	Resolução
Catodo	3.706 mA
Anodo	5.317 mA
Coletor de Íons	1.147 mA
Sonda de Langmuir	24.414 μ A
Analizador de Energia	0.488 μ A

O diferencial de cada tipo de sensoramento está relacionado ao valor da corrente mensurada. Não foram encontrados sensores de corrente Hall na faixa de 1 mA ou 50 mA para serem usados no projeto. Nesse caso, usa-se a queda de tensão sobre um resistor de precisão para se obter a corrente do sistema. Essa queda de tensão é isolada para resguardar o equipamento de medição, visto que os diagnósticos são feitos com tensões da ordem de 500 V. Não é necessário usar isoladores para os sensores de corrente Hall, visto que a tensão gerada na saída do sensor é desacoplada da entrada.

O módulo de proteção é necessário para garantir que os amplificadores de precisão não sejam danificados por qualquer sobretensão na eletrônica. Caso a faixa de tensão na entrada dos sensores ultrapasse a projetada, diodos irão conduzir as correntes, evitando danos aos amplificadores operacionais de precisão.

3.5.1.1 Diagrama de Blocos para o Catodo

A Figura 3.10 mostra o diagrama com a eletrônica do catodo. A grandeza mensurada está em verde, os componentes da eletrônica estão em azul e a placa de aquisição de dados está em laranja. Todos os gráficos da eletrônica recebem essas cores para diferenciar as partes do sistema. A corrente máxima lida para o catodo corresponde ao valor de 7.59 A.

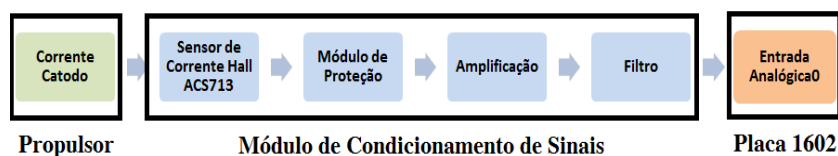


Figura 3.10: Diagrama da eletrônica do catodo.

3.5.1.2 Diagrama de Blocos para o Anodo

A Figura 3.11 mostra o diagrama com a eletrônica do anodo. A corrente máxima lida para o anodo corresponde ao valor de $10.89 A$.

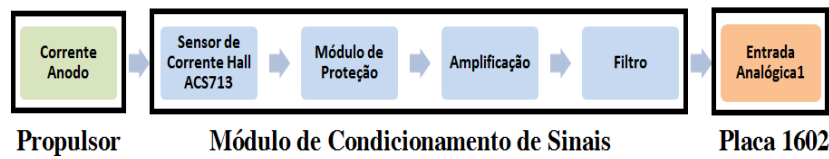


Figura 3.11: Diagrama da eletrônica do anodo.

3.5.1.3 Diagrama de Blocos para o Coletor de Íons

A Figura 3.11 mostra o diagrama com a eletrônica do anodo. A corrente máxima lida para o coletor de íons corresponde ao valor de $2.35 A$.

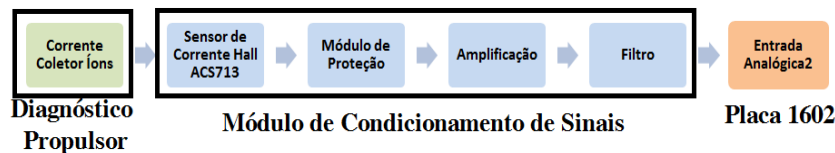


Figura 3.12: Diagrama da eletrônica do coletor de íons.

3.5.1.4 Diagrama de Blocos para a Sonda de Langmuir

A Figura 3.11 mostra o diagrama com a eletrônica da sonda de Langmuir. A corrente máxima lida para a sonda corresponde ao valor de $50 mA$. Essa corrente passa pelo resistor de precisão e a tensão sobre o mesmo é isolada com o amplificador isolador.

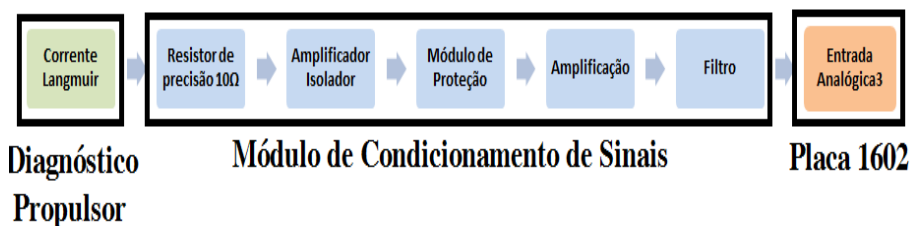


Figura 3.13: Diagrama da eletrônica da sonda de Langmuir.

3.5.1.5 Diagrama de Blocos para o Analisador de Energia dos Íons

A Figura 3.11 mostra o diagrama com a eletrônica do analisador de energia dos íons. A corrente máxima lida para o analisador corresponde ao valor de $1 mA$. Essa corrente passa pelo resistor de precisão e a tensão sobre o mesmo é isolada com o amplificador isolador.

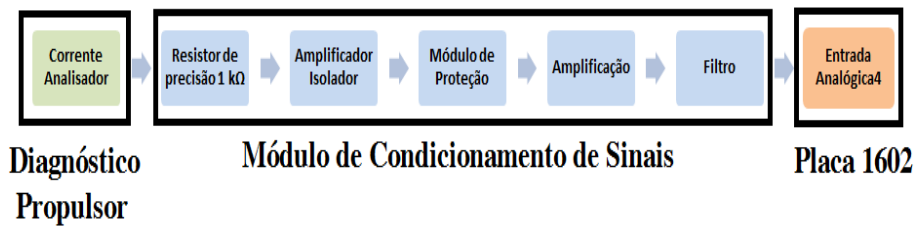


Figura 3.14: Diagrama da eletrônica do analisador de energia dos íons.

3.5.2 Saídas Analógicas

Dependendo dos sinais de controle necessários a uma aplicação, as placas multifuncionais de aquisição de dados não oferecem o número desejado de saídas analógicas. Por esse motivo, existe um circuito integrado que, a partir de alguns sinais digitais de controle, faz a demultiplexação de um sinal de um pino analógico em várias saídas diferentes.

Em cada saída do demultiplexador, é necessário projetar um segurador de tensão, composto por um capacitor e um seguidor de tensão. A entrada de alta impedância do amplificador operacional irá dificultar a queda de tensão no capacitor, obtendo um segurador de tensão. A saída analógica é atualizada a cada $1ms$ e, nesse intervalo de tempo, a variação de tensão devido a corrente de fuga é desprezível. A resistência interna de cada linha do demultiplexador analógico (CD4051BE) é em torno de $150\ \Omega$.

A Figura 3.15 mostra a configuração utilizada, onde A_0 é o sinal de entrada, E_1 , E_2 e E_3 são os pinos de controle e os pinos Q são as saídas, referenciadas pela seleção através dos pinos de controle.

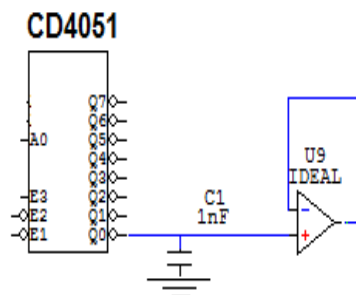


Figura 3.15: Demultiplexador CD4051 com segurador de tensão.

A Figura 3.16 mostra o esquemático do funcionamento do par de saídas analógicas da placa de aquisição de dados. A placa PCI-DAS1602/12 possui dois pinos para saída analógica com intervalo dinâmico máximo $[-10;+10]$ V. O circuito impresso deste módulo está presente no Anexo I.

Logo após o pino analógico de saída, há um buffer para proteger a placa das altas correntes, já que há um limite para essa grandeza. Após o buffer, o sinal chega ao demultiplexador analógico CD4051 que, a partir dos sinais de controle dos canais digitais, irá conectar a tensão de entrada a uma das oito saídas. Em cada intervalo de tempo especificado pela latência do sistema de tempo real, um dos canais é ativado. O segurador de tensão, nesse caso, é responsável por manter o potencial sobre o capacitor, reforçado pela alta impedância de entrada do amplificador operacional. Portanto, na saída do novo *buffer*, após o capacitor, a tensão desejada será mantida. Isso só acontece pois a constante de tempo do circuito RC formado é muito

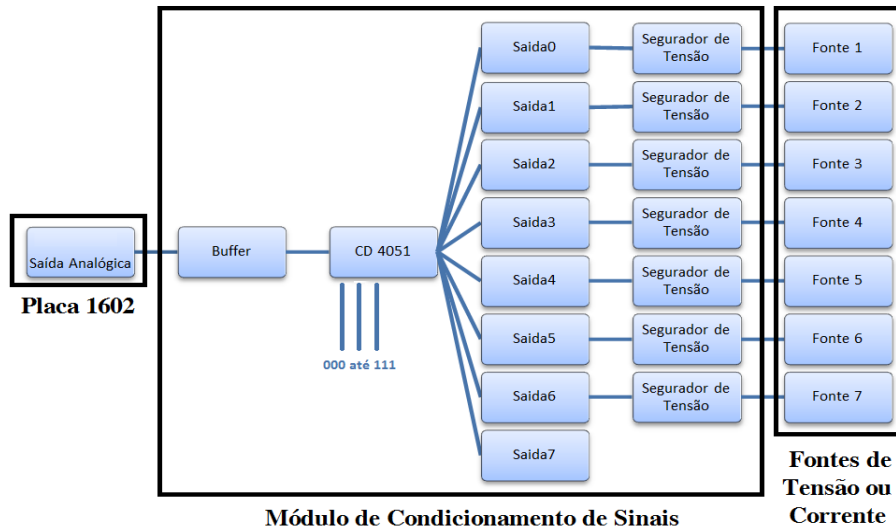


Figura 3.16: Diagrama das saídas analógicas para o controle das fontes de tensão e corrente do PHALL.

pequena, dá ordem de poucos microssegundos.

Sabe-se, porém, que um amplificador operacional real possui uma corrente de polarização I_p para funcionamento. No TL084, por exemplo, é típica da ordem de 30 pA . A relação entre a corrente $i(t)$ e tensão V sobre um capacitor de capacitância C é, por definição:

$$i(t) = C \frac{dV}{dt} \quad (3.5)$$

Integrando a equação no intervalo de tempo Δt , compatível com a latência do sistema de tempo real, podemos calcular o valor de tensão que irá diminuir sobre o capacitor até que os sinais de controle digitais voltem a ativá-lo. A cada 8 intervalos de tempo, portanto, os sinais de controle dos canais digitais irão configurar um mesmo pino. Sendo assim:

$$\Delta V = \frac{8I_p \Delta t}{C} \quad (3.6)$$

Para um sistema com latência de 1 kHz , capacitor de 1 nF e corrente de polarização de 30 pA , temos um ΔV de $-240 \text{ } \mu\text{V}$, desprezível para a aplicação.

4 RESULTADOS EXPERIMENTAIS

4.1 DESENVOLVIMENTO DO SOFTWARE

O software foi desenvolvido e projeto seguindo o digrama de blocos da Figura 4.1.

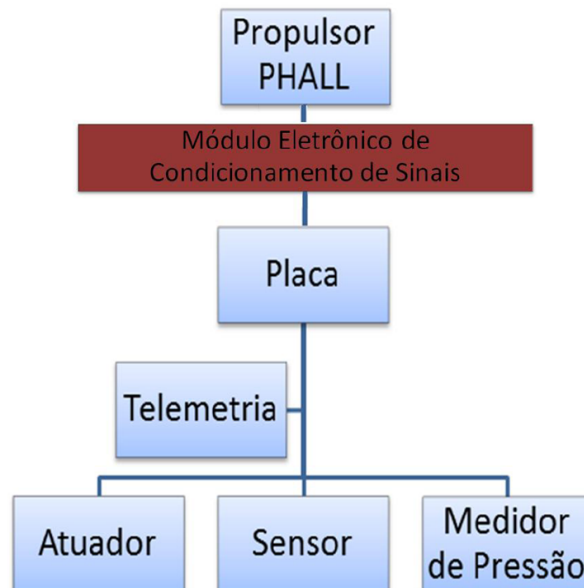


Figura 4.1: Diagrama de blocos do projeto do software para a família PHALL.

Os sinais que chegam do propulsor são condicionados às características da placa de aquisição através do módulo de condicionamento de sinais. Todos os sinais são divididos em duas grandes classes: *Atuador* e *Sensor*, que regem o comportamento de todos os componentes de atuação e diagnóstico através da classe *Placa*. O monitoramento e armazenamento de dados é feito pela classe *Telemetria*.

A Classe-mãe *Atuador* rege o comportamento de suas sub-classes: *Catodo*, *Anodo* e *Fluxo de Gás*.

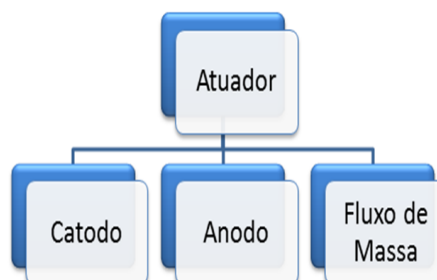


Figura 4.2: Diagrama de blocos para a classe-mãe Atuador.

A Classe-mãe *Sensor* rege o comportamento de suas sub-classes: *Coletor de Íons*, *Sonda de Langmuir* e *Analizador de Energia*.

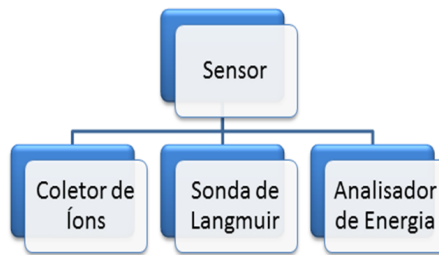


Figura 4.3: Diagrama de blocos para a classe-mãe Sensor.

A outra classe chamada de *Medidor de Pressão* monitora os sensores de pressão através de uma interface com comunicação serial do próprio fabricante. Para conseguir esse dado, foi utilizado um programa que monitora todos os dados enviados e lidos da porta serial. Dessa forma, foi percebido que quando era enviado a *string* `"?V9I3"` e `"?V9I4"` para a porta serial, ela retornava o valor da pressão medido pelos sensores 1 e 2.

Esse é o único dado que não necessita de condicionamento. No entanto, seus valores também são armazenados pela *Telemetria*.

4.1.1 Interface com a placa de aquisição de dados

A comunicação com a placa de aquisição de dados é oferecida pela biblioteca Comedi, acrônimo de *Control and Measurement Device Interface*. Como todas as outras bibliotecas, ela é livre e mantida por usuários e programadores de todo o planeta.

Ao colocar a placa de aquisição de dados e reiniciar o sistema, a biblioteca instalou automaticamente os módulos referentes à placa PCI-DAS1602/12 e a mesma já se encontrava pronta para uso. Levando em consideração que a maioria dos usuários comuns tendem a reclamar das dificuldades impostas ao usuário na instalação de softwares, a biblioteca Comedi superou todas as expectativas.

Outro fato importante a ser citado é que a biblioteca Comedi possui interface de comunicação com os módulos de tempo real da biblioteca Orcos.

As principais funções da biblioteca são aquelas que se comunicam com as portas analógicas e digitais. A função `comedi_data_read` e `comedi_data_write` fazem a leitura e a escrita de dados nas entradas e saídas analógicas. A função `comedi_dio_bitfield2` lê e escreve um grupo de bits de sinais lógicos em um grupo de portas digitais.

4.1.2 Interface Gráfica

A interface gráfica foi desenvolvida utilizando a biblioteca *Qt* da Nokia. A licença de uso para esse software segue o modelo LGPL, que significa que o mesmo pode ser usado de forma livre em aplicações de código aberto. Caso a biblioteca seja usada em soluções comerciais, o criador do *software* precisa ter a licença do Qt. O leiaute do sistema foi feito usando o *software Qt Creator*, que gera código para essa

janela desenvolvida de forma automática. Esse código, porém, precisa ser modificado para obter o caráter de tempo real.

Como parte de um sistema real, a interface amigável construída com a biblioteca *Qt* também possui caráter de tempo real e atualização de dados obtidos pela classe *Telemetria* a cada 1 segundo.

A Figura 4.4 mostra a aba geral do *software* desenvolvido para os propulsores da família PHALL. Nessa aba, são feitos todos os ajustes das variáveis que influenciam no empuxo do propulsor. É possível controlar a tensão no anodo, a corrente no catodo e o fluxo de gás. Na parte inferior, os mostradores mostram os valores das tensões e correntes para cada componente do propulsor.

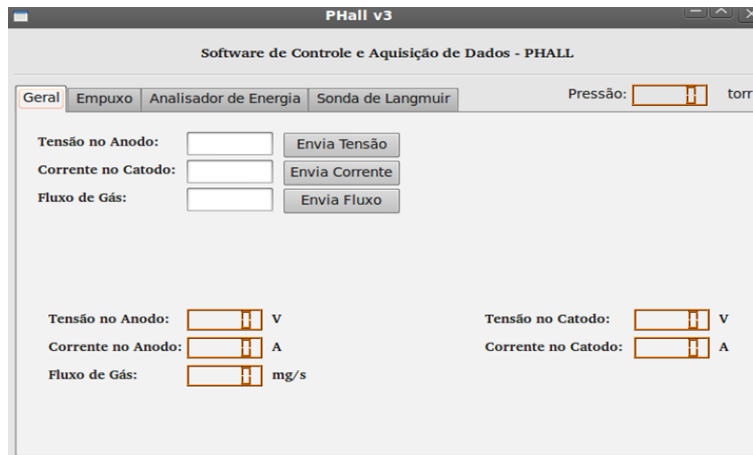


Figura 4.4: Aba geral do software para a família PHALL.

A Figura 4.5 mostra a aba que controla o diagnóstico para se obter o empuxo do propulsor. Nesse diagnóstico, uma tensão fixa da ordem de 100 V é aplicada ao Coletor de Íons e a corrente coletada é medida. Os dados, além de aparecer nos mostradores, serão armazenados no arquivo gerado pela Telemetria.

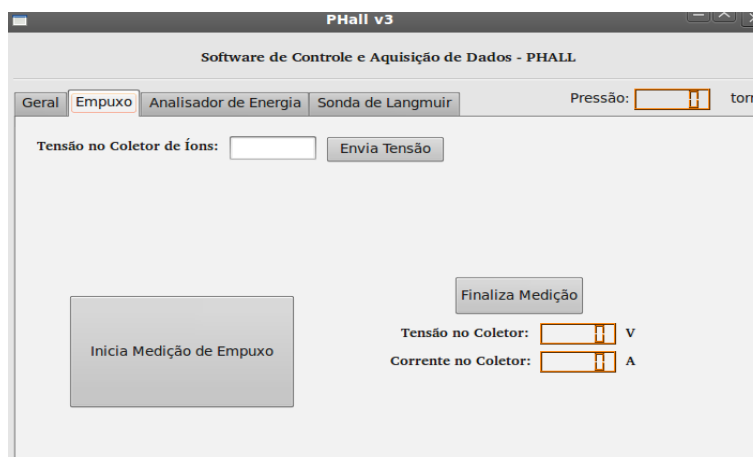


Figura 4.5: Aba para medições do empuxo.

A Figura 4.6 mostra a aba que gerencia o diagnóstico do Analisador de Energia. Nesse diagnóstico, uma rampa negativa de tensão é feita de 0 a -800 V para se obter certas propriedades dos íons gerados pelo propulsor, tais como a curva de energia, velocidades, densidade, entre outros. Com a corrente medida,

pode-se obter tais propriedades. Novamente, esses dados estarão nos mostradores e serão armazenados pela *Telemetria*.

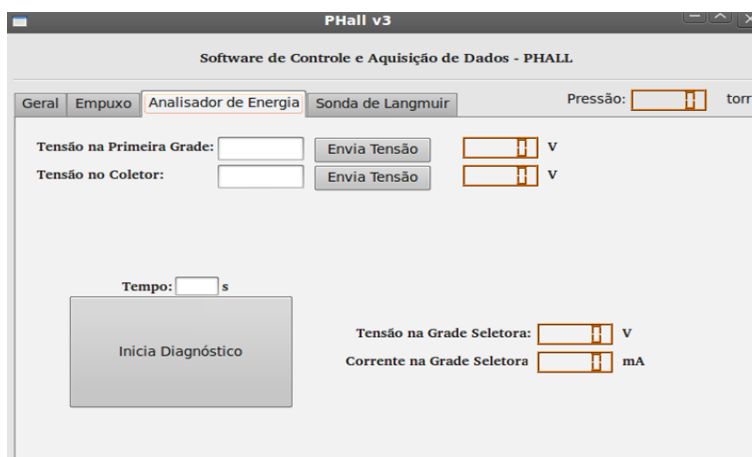


Figura 4.6: Aba para o diagnóstico com o Analisador de Energia.

A última aba é mostrada na Figura 4.7 que confere aos diagnósticos com a Sonda de Langmuir. Esse diagnóstico de plasma oferece as propriedades de energia, curva de velocidade e densidade para os elétrons e é feito com uma rampa positiva de tensão de 0 a 500V e medindo a corrente na linha da sonda.

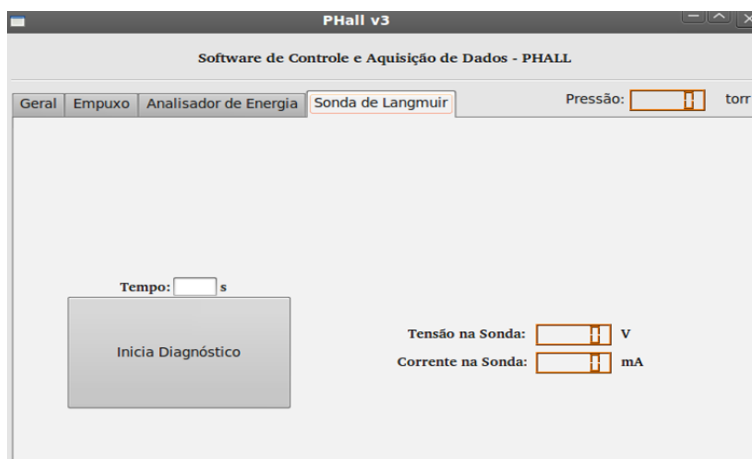


Figura 4.7: Aba para o diagnóstico com a Sonda de Langmuir.

4.1.3 Telemetria

A Figura 4.8 mostra a tabela de dados gerada pela classe Telemetria. A cada instante de amostragem, uma nova linha de dados é adicionada ao arquivo com a data, hora, pressão e todas as correntes e tensões de todos os componentes.

hora	Pressao(mbar)	Catodo(V)	Catodo(A)	Anodo(V)	Anodo(A)	Gas(V)	Coletor(V)	Coletor(A)	Langmuir(V)	Langmuir(A)	Analisador(V)	Analisador(A)	Prim
2:11:12-2018 16:41:54	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000
3:21:12-2018 16:41:54	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000
4:12:12-2018 16:41:54	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000
5:12:12-2018 16:41:54	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000

Figura 4.8: Arquivo com a telemetria geral do sistema.

4.2 SIMULAÇÕES E TESTES

4.2.1 Curva Exponencial

O primeiro teste com a placa PCI-DAS1602/12 foi feito usando o gerador de funções 33220A da Agilent. Uma onda com perfil exponencial de 10 Hz foi gerada e amostrada duas vezes com taxa de 1 kHz. Na primeira amostragem, os dados não eram impressos em tela. Já na segunda, a impressão ocorria. A Figura 4.9 mostra as duas curvas amostradas.

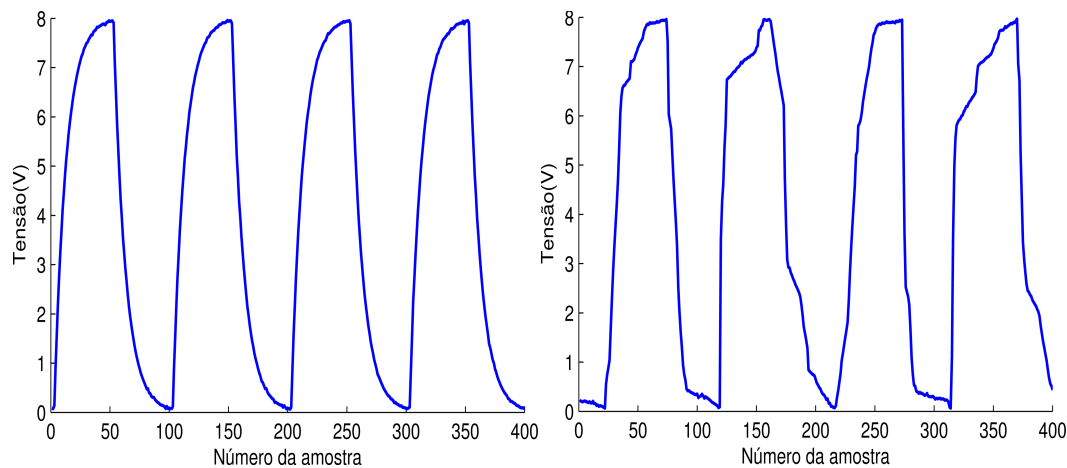


Figura 4.9: Teste com curva exponencial amostrada a 1 kHz.

Podemos observar uma anomalia na amostragem do sinal com impressão em tela. No entanto, isso já era esperado pois a taxa de atualização da tela dos monitores atuais no mercado variam entre 60 e 75 Hz. Com a impressão em tela, esses dados eram impressos a uma taxa muito maior, 1 kHz. Sendo assim, o sistema perde a característica de tempo real, pois a amostragem não é feita no intervalo de tempo

pré-determinado.

Por possuir o caráter moderado, o sistema de tempo real entrega resultados de execuções fora do tempo esperado. Caso o mesmo sistema tivesse sido projetado seguindo o modelo crítico, caso fosse detectada uma violação no tempo de entrega de uma tarefa, o programa iria parar sua execução.

4.2.2 Interpolação com dados antigos da Sonda de Langmuir

O segundo teste também foi feito utilizando o gerador de funções 33220A da Agilent. Para este, dados anteriores da Sonda de Langmuir foram interpolados em uma faixa de 100 amostras de 0 a 2 V e enviadas a uma taxa de 10 Hz para a *Telemetria*. Esse teste foi feito simplesmente para verificar se o padrão de onda amostrada conferia com o da onda da entrada, o que foi plenamente comprovado. Para o teste, a curva interpolada foi a de 40.5 mm do anodo.

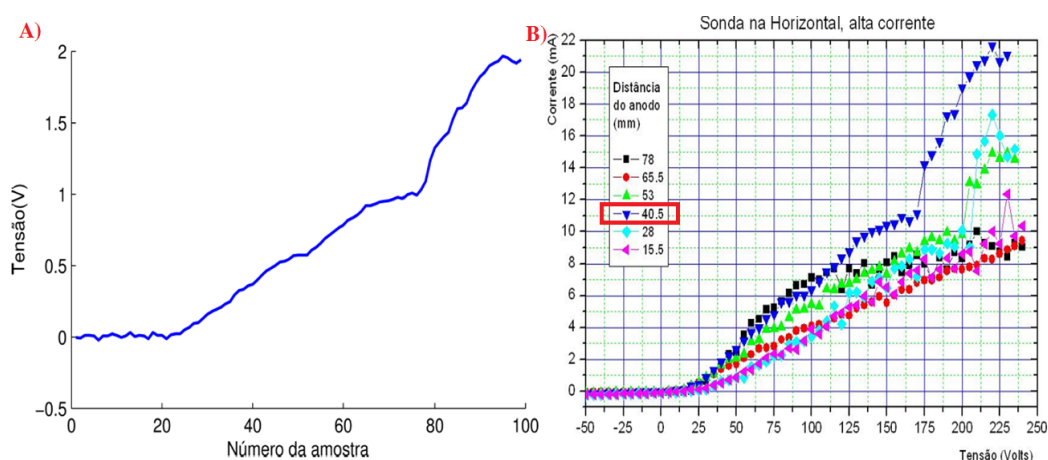


Figura 4.10: Teste com interpolação de dados anteriores da Sonda de Langmuir. A curva **A** foi obtida pela Telemetria. A curva **B** possui os dados coletados anteriormente.

4.2.3 Amostragem da pressão na câmara de vácuo

Foi visto no Capítulo 2 em que as equações de empuxo foram tratadas, que este é fortemente dependente do fluxo de massa. O LP-UnB possui medidores de fluxo que, entretanto, não foram utilizados nos experimentos ao longo deste trabalho. Assim, para se inferir indiretamente este parâmetro, foram feitas medidas da pressão no interior da câmara de vácuo, tendo em vista que o fluxo de massa é proporcional a diferença de pressão entre a câmara de vácuo e o cilindro de propelente (detalhes em FERREIRA, 2003).

A Figura 4.11 mostra a variação da pressão na câmara de vácuo com o sistema pronto para testes. A mínima pressão medida no sistema está em torno de 10^{-5} torr. Durante o teste, dependendo da quantidade de gás adicionada ao sistema para ser ionizado, a pressão chegava em 10^{-3} torr. Essa pressão é inviável para simulações espaciais e, portanto, há necessidade de melhorar o sistema de vácuo para que, durante todo o teste, a pressão se mantenha na ordem de 10^{-5} torr.

Visto que não há necessidade de amostragem da pressão com taxas muito altas, a taxa de amostragem

foi de apenas 1 Hz. Usar essa taxa diminui a porcentagem de processamento para a medida da pressão e, portanto, libera maior tempo de processamento para a amostragem dos outros componentes do propulsor.

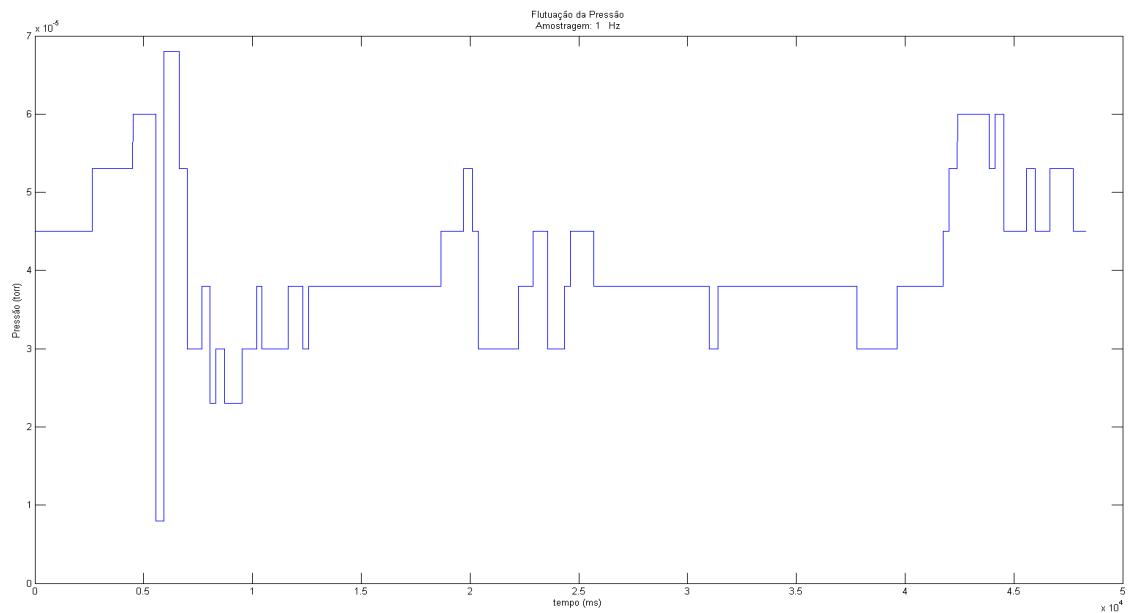


Figura 4.11: Amostragem da pressão na câmara de vácuo.

4.2.4 Operação em modo de baixa corrente

Propulsores de efeito Hall possuem dois modos de operação: o modo de baixa corrente e o modo de alta corrente. A diferenciação dos modos está na variação de pressão no canal de aceleração causada pela quantidade de gás injetado no mesmo. A Figura 4.12 mostra uma imagem do propulsor funcionando de forma estável no modo de baixa corrente.

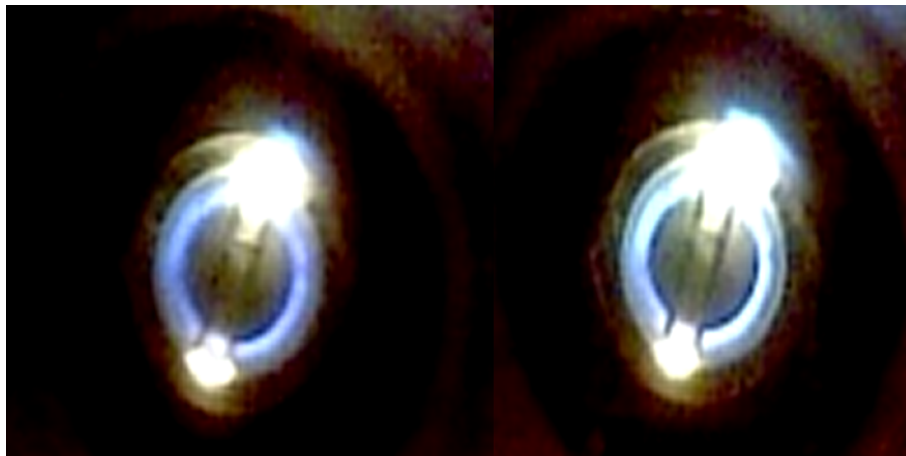


Figura 4.12: Funcionamento do PHALL-1 no modo de baixa corrente.

Na câmara de vácuo do LP-UnB, o modo de baixa corrente acontece com pressões da ordem de 1×10^{-4} torr. Já o de alta corrente acontece com pressões da ordem de 2×10^{-4} a 5×10^{-4} torr. Os modos são diferenciados pela amplitude das correntes (J_H) envolvidas em cada caso. A avalanche eletrônica é muito

maior no modo de alta corrente, e assim a ionização é mais eficiente.

Apesar da eficiência do modo de baixa corrente ser bem menor que no modo de alta corrente, encontrar o modo de baixa corrente e trabalhar no mesmo é mais fácil, visto que as instabilidades geradas no plasma possuem magnitude bem maior no modo de alta corrente.

A Figura 4.13 mostra as correntes amostradas para o anodo e para o catodo num curto período de estabilidade.

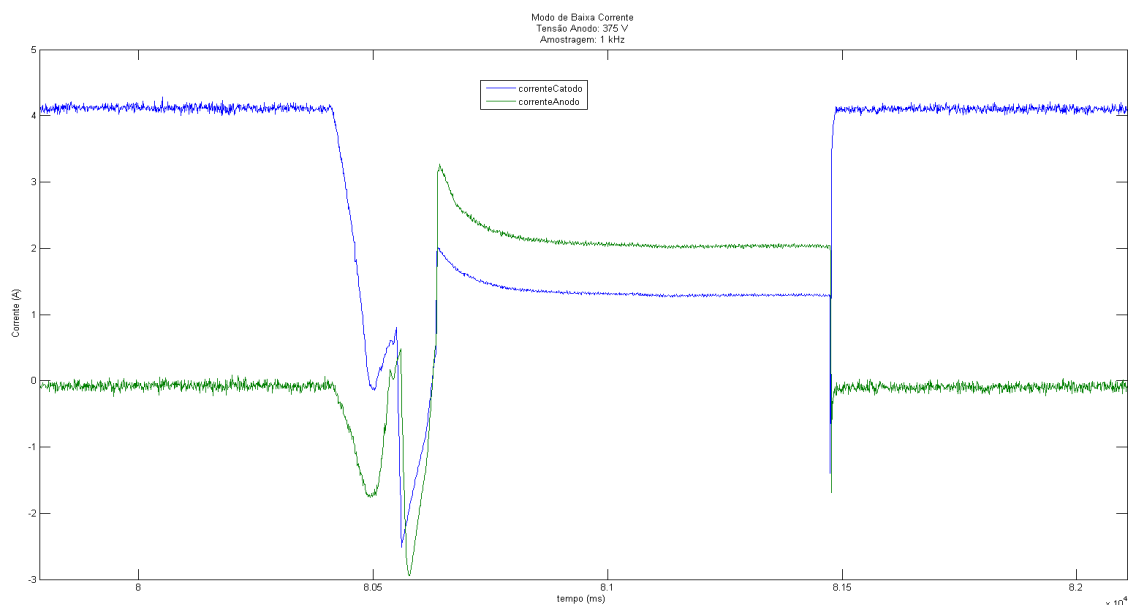


Figura 4.13: Amostragem das correntes do catodo e do anodo no modo de baixa corrente.

O pico de corrente no sentido negativo é causado por um circuito RLC adicionado a linha do anodo. O propósito deste circuito será discutido na seção 4.3.

O gráfico da pressão nesse mesmo instante foi amostrado e não obteve variações detectáveis, visto que a amostragem da pressão é feita à 1 Hz. Há um vídeo demonstrando a operação estável no CD, descrito pelo Anexo II desse texto.

4.2.5 Operação em modo de alta corrente

Diferentemente do modo de baixa corrente, não foi possível alcançar estabilidade neste modo devido às características do sistema. Inclusive porque não foi utilizado o circuito RLC de controle a ser descrito na seção 4.3. O PHALL-1 foi projetado para funcionar com a potência em torno de 2000 W. No entanto, a fonte de tensão que fornece essa potência ao anodo trabalha com potência máxima de 1000 W, inviabilizando o fornecimento de energia para esse modo.

Outro fato importante é a própria dimensão do propulsor. Como visto no Capítulo 2, a potência do propulsor é proporcional às dimensões do mesmo. Assim, propulsores menores precisam de um fornecimento menor de potência para o funcionamento. É exatamente por esse motivo que o PHALL-2 trabalhará com 500 W de potência.

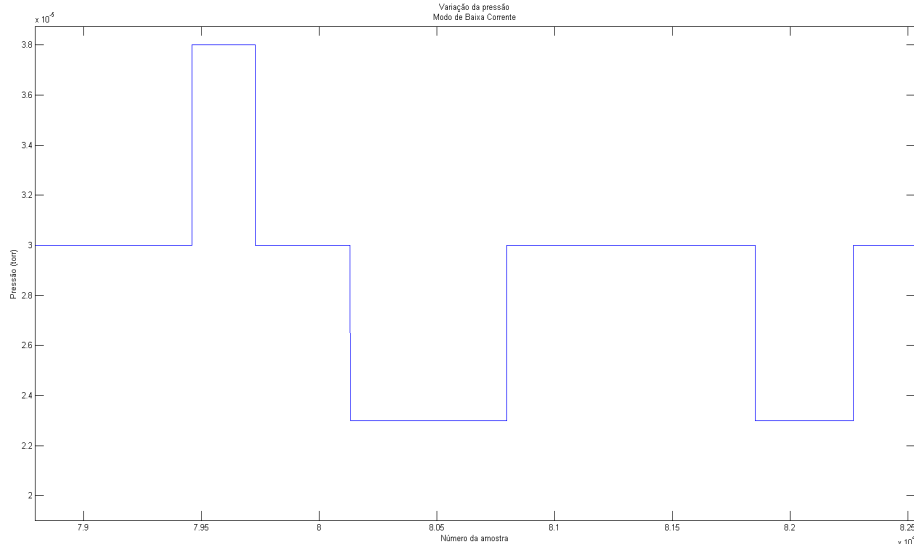


Figura 4.14: Amostragem da pressão no momento da estabilidade em baixa corrente.

Outra característica de sistema é o diâmetro da câmara de vácuo, muito pequeno para o diâmetro dos propulsores dentro dela. As altas tensões do propulsor acarretam em descargas para a câmara de vácuo, fazendo com que o plasma seja extinto instantaneamente. Um vídeo da operação no modo de alta corrente está no CD, descrito pelo Anexo II.

A Figura 4.15 mostra a corrente de descarga mensurada no modo de alta corrente com tensão do anodo em 375 V.

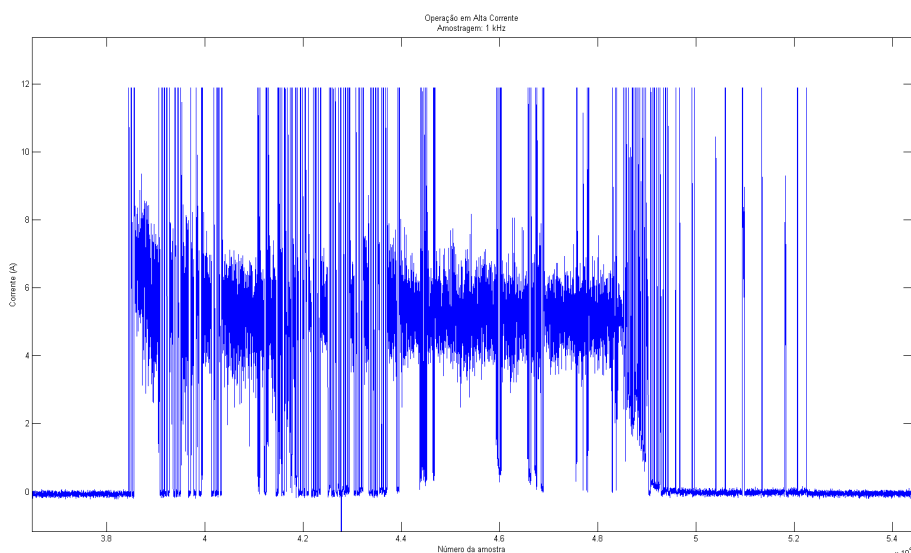


Figura 4.15: Amostragem da corrente de descarga no modo de alta corrente.

No mesmo teste, a Figura 4.16 mostra a corrente do anodo oscilando de forma expressiva. As três regiões onde a oscilação é menor são os momentos em que o plasma é gerado e é instantaneamente cessado.

Percebe-se que o propulsor não consegue operar de forma estável nesse modo. No entanto, pode-se detectar que a corrente possui um valor médio em torno de 5.5 A. Para essa corrente, a tensão máxima fornecida ao sistema é da ordem de 200 V já que a potência máxima de trabalho da fonte Agilent 6035A é de 1000 W. Com essa tensão, a corrente Hall formada para ionizar o gás fica menos energética, potencializando as instabilidades e apagando a descarga.

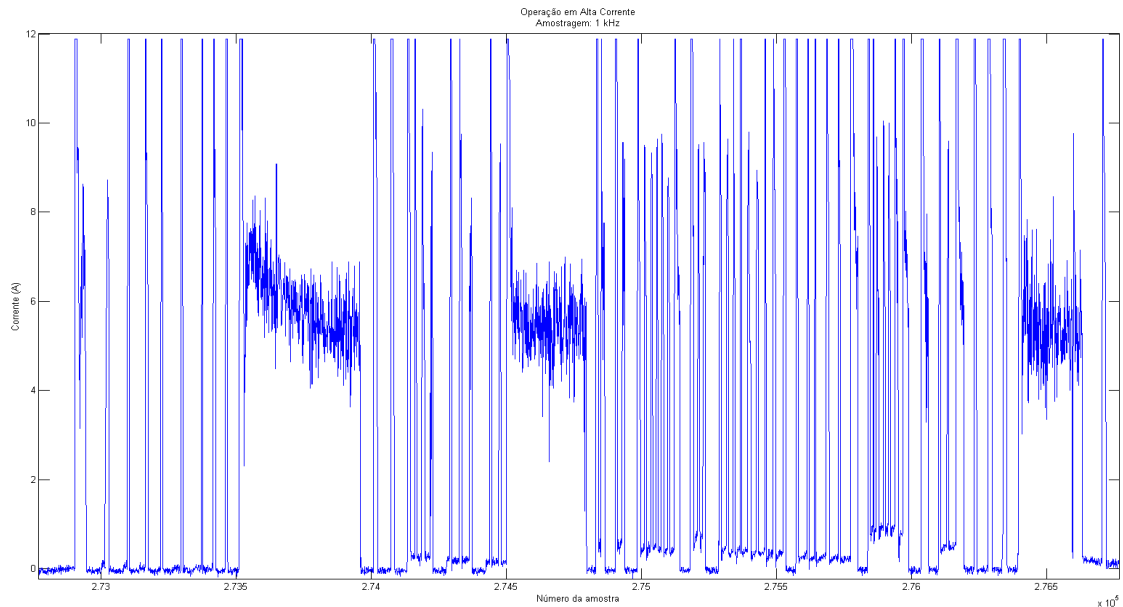


Figura 4.16: Zoom da amostragem da corrente de descarga para o teste de 375 V.

Já na Figura 4.17, o mesmo instante é mostrado para a corrente do anodo, mostrando as oscilações em que plasma é gerado e cessado.

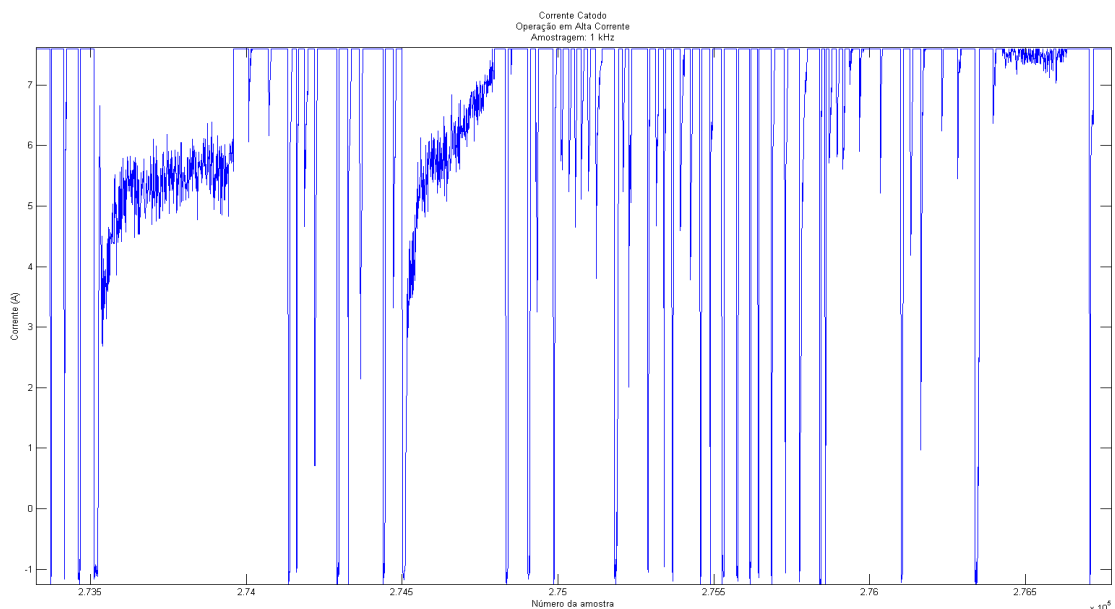


Figura 4.17: Zoom da amostragem da corrente do catodo para o teste de 375 V.

O sistema de aquisição de dados proporciona a visão múltipla dos acontecimentos em diferentes com-

ponentes do propulsor. Essa visão complementar dos dados nunca foi feita anteriormente e é uma virtude deste sistema de aquisição de dados em tempo real.

4.3 OSCILAÇÕES NA CORRENTE DE DESCARGA E ESTUDO DE CONTROLE

Apesar de não trabalhar de forma estável no modo de alta corrente, podemos detectar que oscilações ocorrem mesmo em momentos em que o plasma é gerado no canal de aceleração. Uma parcela dessas oscilações é causada pela instabilidade chamada de *breathing mode*. No entanto, a amostragem máxima atingida com esse sistema foi da ordem de 9 kHz , inviabilizando maiores análises dessa instabilidade.

De qualquer forma, a Figura 4.18 mostra a corrente de descarga para o primeiro teste do propulsor do ano de 2010. A barra a direita do gráfico mostra a amplitude da oscilação: quanto mais vermelho, mais instável é a operação do propulsor.

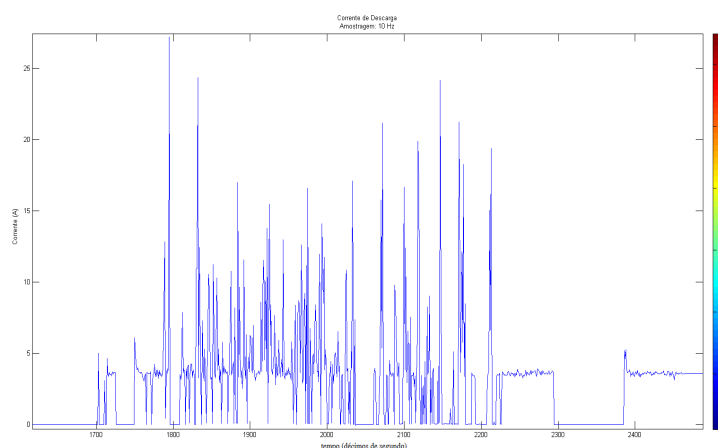


Figura 4.18: Instabilidade na corrente de descarga amostrada a 10 Hz.

No intervalo de tempo de 170 a 180 segundos, o propulsor se manteve minimamente estável, até ocorrer um curto-circuito entre o catodo e o anodo, devido a um mau isolamento com o gesso. Após esse momento, a operação é extremamente instável.

Essa oscilação na corrente de descarga em propulsores de efeito Hall não podem ser desconsideradas na construção da unidade de processamento de energia, já que constituem em fontes de interferência eletromagnética e limitam a vida útil do propulsor (ver detalhes em BARRAL; MIEDZIK; AHEDO, 2008).

Para se evitar o problema, o circuito RLC da Figura 4.19 tem um papel importante na proteção da unidade de processamento de energia. No entanto, seu papel no controle ativo das oscilações é muitas vezes esquecido.

Pode-se mostrar que esse circuito RLC atua como um controlador proporcional-integral-derivativo (ver detalhes em BARRAL; MIEDZIK; AHEDO, 2008). A Figura 4.19 mostra o modelo elétrico da unidade de processamento de energia para um propulsor de efeito Hall, em que U_g é a entrada constante, U é a tensão

após a atuação do RLC, ΔU é o erro¹, R_f é a resistência, L_f é a indutância, C_f é a capacitância e I é a corrente da linha.

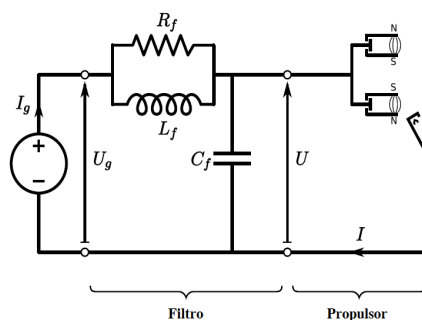


Figura 4.19: Modelo da unidade de processamento de energia para um propulsor de efeito Hall.

O resistor faz o papel do controlador proporcional, o indutor faz o papel do controlador integral e o capacitor faz o papel do controlador derivativo. O diagrama de blocos que exemplifica a situação está demonstrado na Figura 4.20. A parte derivativa do controlador é responsável por aumentar a fase e o ganho em altas frequências do sistema. Já a parte integral tem o efeito contrário ao derivativo, diminuindo a fase e o ganho em altas frequências do sistema. Isso faz com que o sistema responda de forma mais rápida e que o erro associado à referência seja minimizado. Pela analogia da relação entre a margem de fase do sistema, o controlador PID também é chamado de Compensador em Avanço e Atraso de Fase.

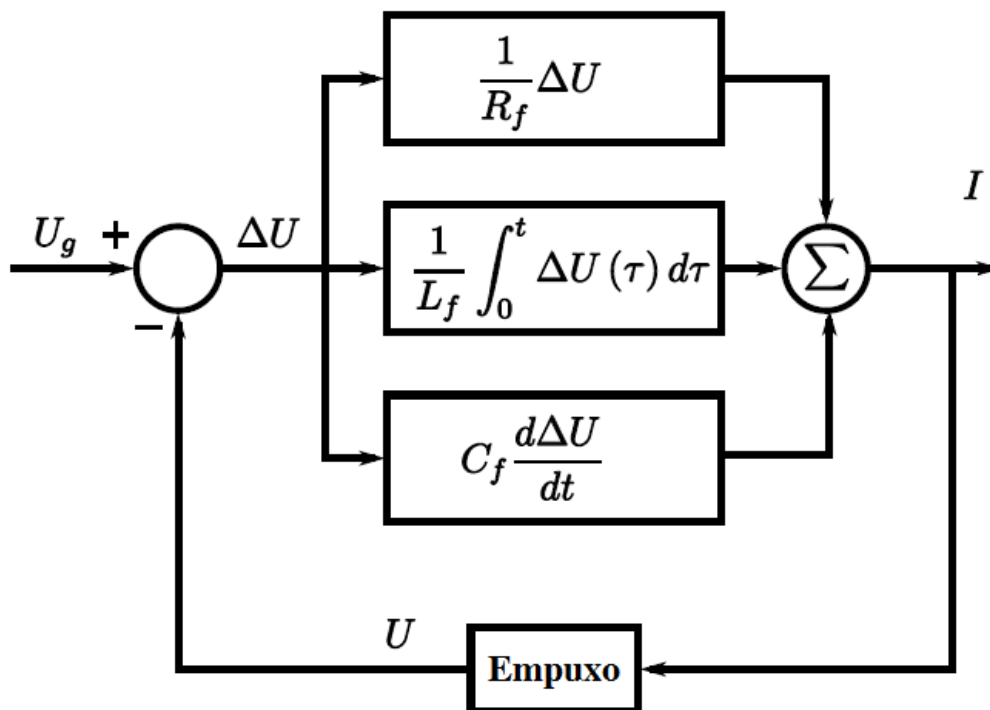


Figura 4.20: Diagrama de blocos do controlador PID para as oscilações na corrente de descarga.

¹A subtração da entrada pela saída só pode acontecer pois há um elemento que condiciona a corrente da saída para o valor de tensão de entrada. O erro não pode ser calculado pela subtração de duas grandezas diferentes (tensão e corrente).

A partir desta análise, a equação de constituição da corrente de descarga será (BARRAL; MIEDZIK; AHEDO, 2008):

$$I(t) = \frac{U_g - U}{R_f} + \frac{1}{L_f} \int_0^t (U_g - U) d\tau - C_f \frac{dU}{dt}. \quad (4.1)$$

A Figura 4.21 (adaptada de BARRAL; MIEDZIK; AHEDO, 2008) mostra uma simulação da corrente de descarga com o controlador e sem o controlador.

Usa-se um resistor de 3.75Ω , um indutor de 2.7 mH e um capacitor de $10\ \mu\text{F}$, na configuração mostrada na Figura 4.19. A frequência de ressonância deste circuito é de 943 Hz .

A curva rosa e a curva verde tracejada devem ser ignoradas, visto que se referem ao mesmo tipo de controle aplicado à intensidade de corrente em bobinas magnéticas. Esse tipo de controle não é possível nos propulsores da família PHALL, visto que neles há o uso de ímãs permanentes para se gerar o campo magnético, de tal forma que esta questão precisa ser refletida. Nela, pode-se observar que a oscilação se manteve com amplitudes consideravelmente baixas, que é um típico comportamento de operação em modo estável.

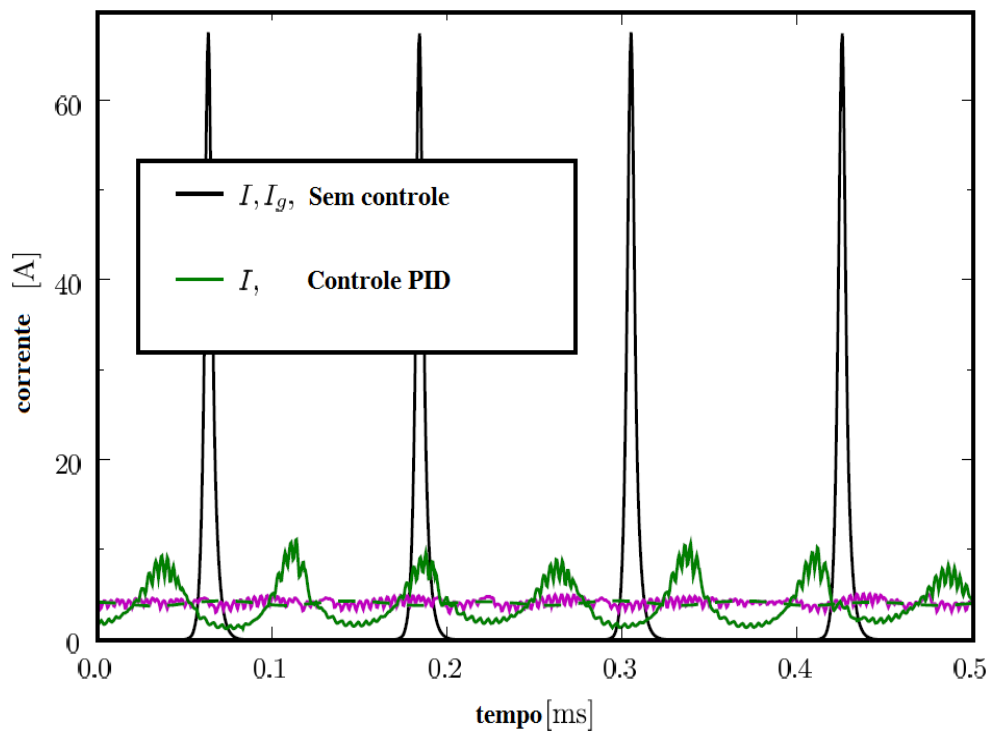


Figura 4.21: Comparação da corrente de descarga com e sem o controlador PID.

5 CONCLUSÕES

Aplicações em tempo real são extremamente eficientes para sensoriamento de eventos transientes, não-periódicos e para gerar respostas rápidas a esses eventos. As aplicações dessa tecnologia em sistemas espaciais contribuem em larga escala para o bom funcionamento de satélites e sondas, com enorme importância nos subsistemas de navegação, controle de atitude e nas estimações de órbitas.

O sistema de aquisição de dados em tempo real proporcionou um aumento da taxa de amostragem nos diagnósticos do propulsor PHALL, contribuindo também na resolução das medidas. Tais melhoras serão de enorme ajuda para estudos futuros do modelo dinâmico de propulsores do tipo Hall. A adoção da biblioteca Xenomai ao kernel melhorou consideravelmente a característica preemptiva do sistema e, por conseguinte, a taxa de aquisição de dados. No entanto, o software foi desenvolvido de uma forma amigável aos seus usuários e atividades desnecessárias de processamento podem contribuir para uma perda na velocidade de amostragem.

A divisão ótima das tarefas no processador também é característica importante, visto que existem tarefas simples como leitura de um valor numérico do sensor de pressão e tarefas bem complexas como a interface com a placa de aquisição de dados que lê e atualiza todos os valores nos canais analógicos e digitais. O escalonamento ótimo dessas tarefas nos processadores também pode melhorar a velocidade de amostragem do sistema.

Em relação à câmara de vácuo, ela é muito pequena para testes de propulsores com potências acima de 300 W. Há constantes descargas na câmara que atrapalham o estudo do funcionamento do propulsor por grandes períodos de tempo. Outro fato importante a ser ressaltado são as fontes de tensão disponíveis no laboratório, que trabalham em potência máxima de 1000 W. A tendência dos próximos propulsores, como já ressaltado anteriormente, é que os propulsores sejam projetados para trabalhar dentro desta limitação. Apesar disso, o LP-UnB estuda a compra de uma nova câmara de vácuo capaz de testar propulsores com potência elevada nos próximos anos. A capacidade de bombeamento dessa nova câmara será de 50 mil litros por segundo com 5 metros de comprimento por 1.8 de diâmetro. O sistema atual possui 2 metros de comprimento por 0.5 de diâmetro, com bombeamento de 2 mil litros por segundo. Será possível, nessa nova câmara de vácuo e com novas fontes de potência, fazer testes em propulsores de 100 mN, de potência na faixa de 3 kW.

Sobre o funcionamento do propulsor, conseguimos identificar os dois modos de operação de forma satisfatória. A única dificuldade nesses casos é manter a estabilidade do empuxo. Por isso, é tão necessário o estudo do controle dessas oscilações pois, no caso de missões de espaço profundo, o propulsor necessitará funcionar de forma estável por longos períodos. A aplicação de circuitos RLC nos propulsores da família PHALL poderá ser melhor projetada em futuros trabalhos, em que o controle for a área principal de pesquisa.

O LP-UnB adquiriu um controlador de fluxo de massa para a inserção de gás dentro da câmara de vácuo. Esse aparelho pode ser controlado analogicamente e deve ser instalado em breve. O controle do mesmo é de fácil adaptação ao *software*, visto que pode-se enviar sinais analógicos para sete instrumentos.

Atualmente, os testes são feitos com uma válvula manual.

Além da família de propulsores PHALL, o sistema de aquisição de dados também oferece suporte para diagnosticar outros estudos em fontes de plasmas. O espelho magnético do LP-UnB, usado para estudos de confinamento de plasma, também pode ser diagnosticado por esse sistema, por exemplo.

Por fim, este trabalho contribuiu para a interação entre docentes do Laboratório de Plasmas do Instituto de Física e do Laboratório de Robótica e Automação do Departamento de Engenharia Elétrica da UnB, corroborando para a continuação de projetos futuros nessa área.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] BARRAL, S.; AHEDO, E., **On the Origin of Low Frequency Oscillations in Hall Thrusters**. In: *The American Institute of Physics*. [April], 2008.
- [2] BARRAL, S.; MIEDZIK, J.; AHEDO, E., **A model for the active control of low frequency oscillations in Hall thrusters**. In: *The American Institute of Physics*, 44th. [July], 2008.
- [3] BENTLEY, J. P., **Principles of Measurement Systems**. [Fourth Edition, Ed. Prentice-Hall], 2005.
- [4] BOUEF, J. P; GARRIGUES, L., **Low frequency oscillations in a stationary plasma thruster**. In: *Journal of Applied Physics*. [Volume 84, pp. 3341 - 3554, October], 1998.
- [5] CARVALHO, G. M., **Medida da temperatura de íons em um propulsor a plasma do tipo hall via espectroscopia óptica**. In: *Tese de Mestrado - Universidade de Brasília*, 2008.
- [6] CHEN, F., **Introduction to plasma physics and controlled fusion**. [Second Edition], 1983.
- [7] CHOEIRI, E. Y, **Fundamental Difference between the Two Variants of Hall Thrusters: SPT and TAL**. In: *37th AIAA Joint Propulsion Conference*. [Salt Lake City, UT, July 9-11], 2001.
- [8] CHOEIRI, E. Y, **A Critical History of Electric Propulsion: The First 50 Years (1906–1956)**. In: *Journal of Propulsion and Power*. [Volume 20, Number 2, March–April], 2004.
- [9] CHOEIRI, E. Y, **Plasma oscillations in Hall thrusters**. In: *Plasma Physics*. [Volume 8, Number 4, April], 2001.
- [10] ESTUBLIER, D.; et al, **Electric propulsion on SMART-1 - A technology milestone**. In: *ESA Bulletin*. [129, pp. 40 - 46], 2007.
- [11] FERREIRA, I. S., **Caracterização experimental de uma fonte aceleradora de plasmas por efeito Hall**. In: *Tese de Mestrado - Universidade de Brasília*, 2003.
- [12] FERREIRA, I. S.; FERREIRA, J. L., **Primeiros resultados do desenvolvimento de um propulsor à plasma por efeito Hall**. In: *Revista Brasileira de Aplicações de Vácuo*. [Volume 22, Number 2, pp. 58-62], 2003.
- [13] FIFE, J. M.; MARTINEZ-SANCHEZ, M.; SZABO, J., **A numerical study of low frequency discharge oscillations in Hall thrusters**. In: *33rd AIAA Joint Propulsion Conference*. [AIAA-1997-3051], 1997.
- [14] FORTECUE, P.; STARK, J.; SWINERD, G., **Spacecraft Systems Engineering**. [Third Edition], 2003.
- [15] GOEBEL, D.; KATZ, I. M., **Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters**, 2008.
- [16] KEYDAR, M.; BOYD, I. M., **Effect of a magnetic field on the plasma plume from Hall thrusters**. In: *Journal of Applied Physics*. [Volume 86, Number 9, pp. 4786 - 4791], 1999.

- [17] LAPLANTE, P. A., **Real-Time Systems Design and Analysis**. [IEEE Press, Third Edition], 2004.
- [18] LOBBIA, R. B., **Time-resolved Investigation of the Hall Thruster Breathing Mode**. In: *PhD Thesis - Michigan University*, 2010.
- [19] MORAES, B. S., **Estudo de algumas aquisições orbitais usando um propulsor a plasma do tipo Hall com ímãs permanentes**. In: *Tese de Mestrado - Universidade de Brasília*, 2008.
- [20] NISSANKE, N., **Realtime Systems**. [Ed. Prentice-Hall], 1997.
- [21] OGATA, K., **Discrete Time Control Systems**. [Ed. Prentice-Hall], 1995.
- [22] PÔSSA, G. C., **Desenvolvimento de um sistema de detecção de instabilidade de plasma para um propulsor a plasma do tipo hall**. In: *Tese de Mestrado - Universidade de Brasília*, 2009.
- [23] SCHOTT, L., **Electrical Probes**. In: *LOCHTE-HOLTGREVEN*. [Plasma Diagnostics, AIP, New York], 1999.
- [24] SOUZA, J. H. C., **Estudo da dinâmica de partículas em um propulsor a plasma do tipo Hall com ímãs permanentes**. In: *Tese de Mestrado - Universidade de Brasília*, 2006.
- [25] SUKHANOV, A. A.; VELHO, H. F. De C.; MACAU, E. E.; WINTER, O. C., **The Aster project: Flight to a near-Earth asteroid**. In: *Cosmic Research, Volume 48, Issue 5, pp.443-450*, 2010.
- [26] SUTTON, G.; BIBLARZ, O., **Rocket Propulsion Elements: An introduction to the engineering of rockets**. [Seventh Edition], 2001.
- [27] TAMIDA, T.; NAKAGAWA, T.; SUGA, I.; OSUGA, H. OZAKI, T.; MATSUI, K., **Determining parameter sets for low-frequency-oscillation-free operation of Hall Thruster**. In: *Journal of Applied Physics*. [Volume 102, 0433304], 2007.
- [28] ZHURIN, V.; KAUFMAN, H.; ROBINSON, R., **Physics of Closed Drift Thrusters**. In: *Plasma Sources Science and Technology*. [8 - 1, pp. 1 - 20], 1999.

I. CIRCUITOS DE CONDICIONAMENTO DE SINAL

I.1 CATODO

A Figura I.1 mostra o circuito completo de condicionamento de sinal para o Catodo.

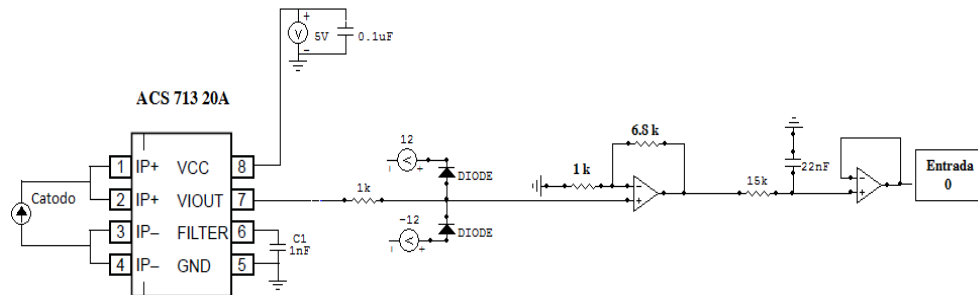


Figura I.1: Circuito de condicionamento de sinal para o Catodo.

I.2 ANODO

A Figura I.2 mostra o circuito completo de condicionamento de sinal para o Anodo.

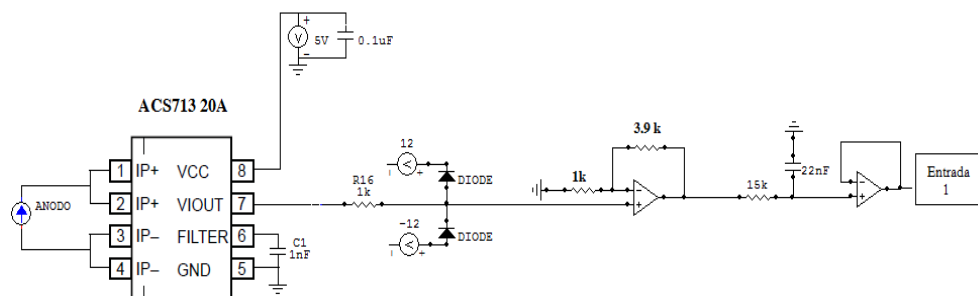


Figura I.2: Circuito de condicionamento de sinal para o Anodo.

I.3 COLETOR DE ÍONS

A Figura I.3 mostra o circuito completo de condicionamento de sinal para o Coletor de Íons.

I.4 SONDA DE LANGMUIR

A Figura I.4 mostra o circuito completo de condicionamento de sinal para a Sonda de Langmuir.

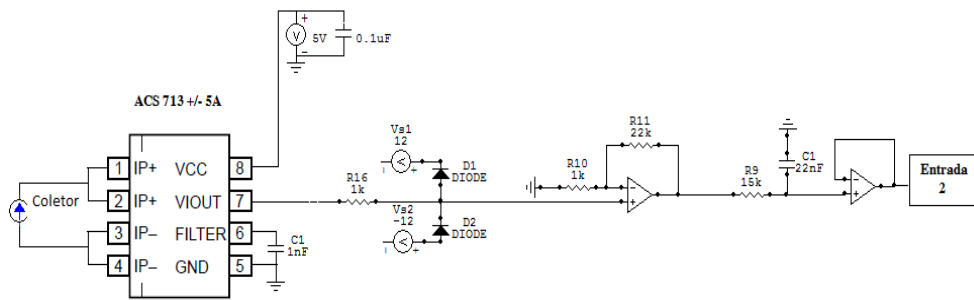


Figura I.3: Circuito de condicionamento de sinal para o Coletor de Íons.

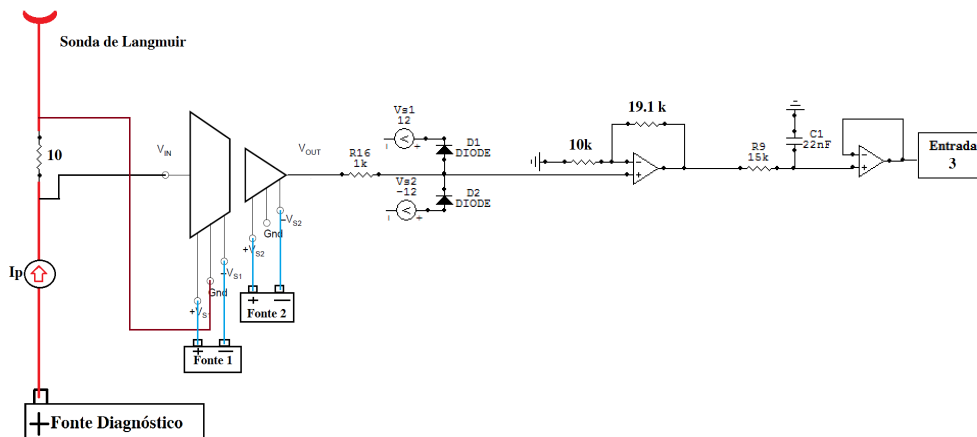


Figura I.4: Circuito de condicionamento de sinal para a Sonda de Langmuir.

I.5 ANALISADOR DE ENERGIA

A Figura I.5 mostra o circuito completo de condicionamento de sinal para o Analisador de Energia dos Íons.

I.6 DEMULTIPLEXADOR DE SAÍDA ANALÓGICA

A Figura I.6 mostra o circuito impresso completo do demultiplexador da saída analógica. O esquemático foi feito utilizando o software Eagle da CadSoft, também livre. O arquivo com o leiaute da confecção da placa está no Anexo II.

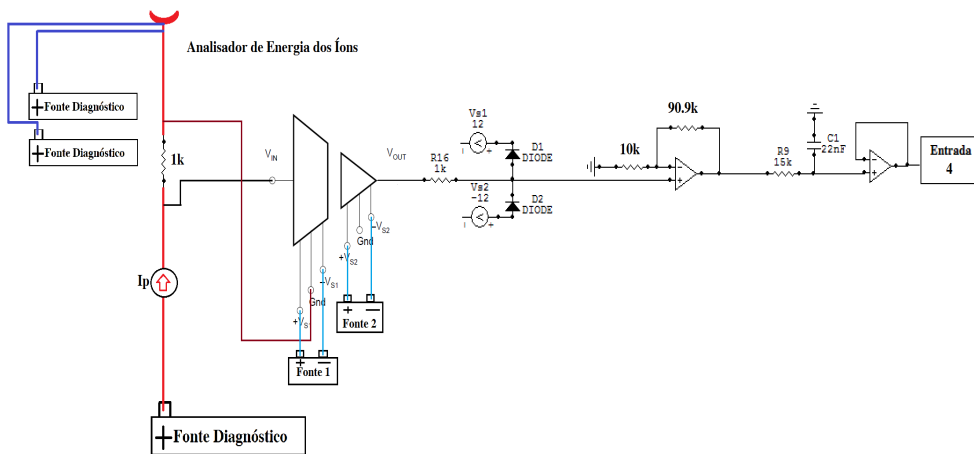


Figura I.5: Circuito de condicionamento de sinal para o Analisador de Energia dos Íons.

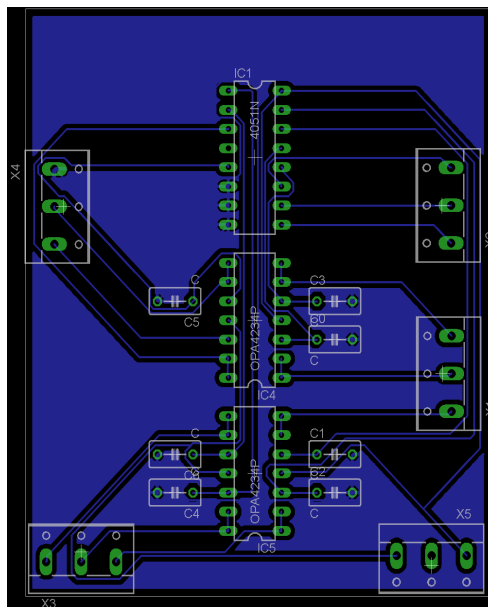


Figura I.6: Placa de circuito impresso do demultiplexador de saída analógica.

I. ESPECIFICAÇÕES DAS FONTES DE TENSÃO E CORRENTE

I.1 AGILENT 6035A

As principais informações sobre a Fonte Agilent 6035A estão listadas abaixo. Mais informações podem ser encontradas no *datasheet* da fonte, que está contida no CD, descrito pelo Anexo II. O controle externo da tensão é feito através de uma interface de controle em que a partir de uma tensão de entrada de 0 a 5 V, a tensão de saída será de 0 a 100% da escala, ou seja, 0 a 500 V.

A Figura I.1 mostra a configuração dos pinos da interface de controle para alterar o modo da fonte Agilent 6035A de automático para o modo de controle de tensão por tensão.

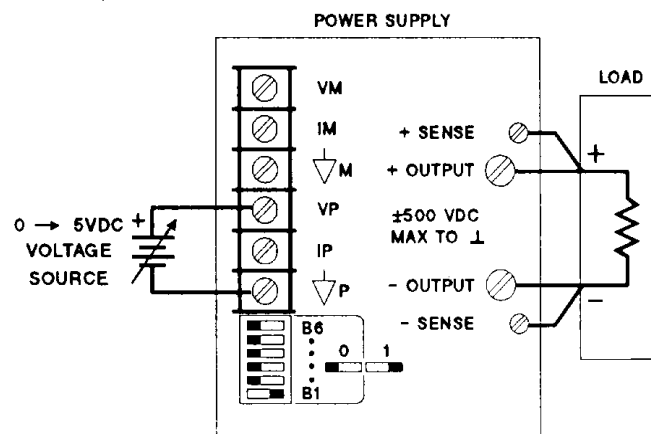


Figura I.1: Configuração para controle de tensão por tensão da Fonte Agilent 6035A.

1. Tensão: 0-500 V.
2. Corrente: 0-5 A.
3. Potência máxima: 1000 W.
4. Precisão da interface de controle para tensão: 0.25%.
5. Precisão da interface de controle para corrente: 0.3%.
6. Interface GPIB.

Essa fonte é usada para o controle da tensão do anodo.

I.2 AGILENT 6015A

A Fonte Agilent 6015A é uma versão antiga da fonte 6035A, sem interface GPIB. No entanto, suas especificações são exatamente as mesmas e estão listadas abaixo. Mais informações podem ser encontradas no *datasheet* da fonte, que está contida no CD, descrito pelo Anexo II. O controle externo da tensão é feito através de uma interface de controle em que a partir de uma tensão de entrada de 0 a 5 V, a tensão de saída será de 0 a 100% da escala, ou seja, 0 a 500 V.

A Figura I.2 mostra a configuração dos pinos da interface de controle para alterar o modo da fonte Agilent 6015A de automático para o modo de controle de tensão por tensão.

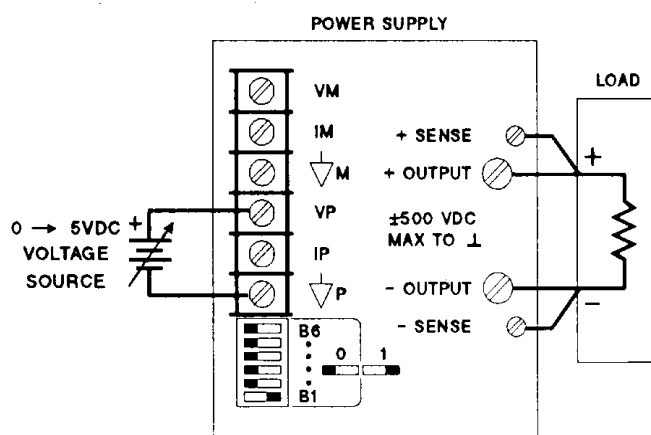


Figura I.2: Configuração para controle de tensão por tensão da Fonte Agilent 6015A.

1. Tensão: 0-500 V.
2. Corrente: 0-5 A.
3. Potência máxima: 1000 W.
4. Precisão da interface de controle para tensão: 0.25%.
5. Precisão da interface de controle para corrente: 0.3%.
6. Interface GPIB.

Essa fonte é usada para o controle da tensão nos diagnósticos com o coletor de íons e com a sonda de Langmuir.

I.3 TECTROL 15-50B-1A

A fonte da Tectrol possui intervalo dinâmico de tensão entre 0 a 50 V e de corrente entre 0 a 25 A. Por ser um pouco antiga, a interface de controle externa não está funcionando.

Essa fonte é responsável por alimentar o catodo e será substituída por uma nova fonte da Agilent, já encomendada pelo LP-UnB. A nova fonte da Agilent é a modelo *N5767A*, que possui intervalo dinâmico de tensão entre 0 a 60 *V* e de corrente entre 0 a 25 *A*, com potência máxima de 1500 *W*.

Essa nova fonte possui interface de controle externo da mesma forma que as outras duas da Agilent. Portanto, 0 a 5 *V* na entrada oferecem 0 a 100% da escala de tensão ou corrente na saída, dependendo da configuração usada. Mais informações sobre essa fonte estão no CD, descrito pelo Anexo II.

II. DESCRIÇÃO DO CONTEÚDO DO CD

O conteúdo do CD está dividido por pastas da seguinte forma:

1. Biblioteca Xenomai 2.5.5.2;
2. Biblioteca OrocOS RTT 1.12.1;
3. Biblioteca OrocOS OCL 1.12.1;
4. Biblioteca Comedi 0.7.81;
5. Kernel 2.6.35.7;
6. Descrição da compilação do framework OrocOS;
7. Descrição da compilação do Comedi;
8. Vídeos de vários testes na câmara de vácuo;
9. Pasta workspace com todas os códigos de todas as versões do software;
10. *Datasheets* usados nesta pesquisa;
11. Circuito impresso do demultiplexador analógico;
12. Monografia e arquivos do Latex.

Algumas descrições de instalação estão em inglês, com alguns comentários em português feitos pelo autor desta monografia.