



**ESTUDO DA EROSÃO EM PROPULSORES HALL
ATRAVÉS DE SIMULAÇÕES NUMÉRICAS**

LEONARDO LEÃO BRAGA

**DISSERTAÇÃO DE MESTRADO EM INTEGRIDADE DE MATERIAIS DA
ENGENHARIA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO DE INTEGRIDADE DE MATERIAIS DA
ENGENHARIA**

**FACULDADE DE TECNOLOGIA
UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA**

**UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA
FACULDADE DE TECNOLOGIA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO DE INTEGRIDADE DE
MATERIAIS DA ENGENHARIA**

**ESTUDO DA EROSÃO EM PROPULSORES HALL
ATRAVÉS DE SIMULAÇÕES NUMÉRICAS**

LEONARDO LEÃO BRAGA

ORIENTADOR: PROF. DR. RODRIGO A. MIRANDA CERDA, FGA/UNB

**DISSERTAÇÃO DE MESTRADO EM INTEGRIDADE DE MATERIAIS DA
ENGENHARIA**

**PUBLICAÇÃO PPGINTEGR.DM - 079A/2019
BRASÍLIA-DF, 28 DE MAIO DE 2019.**

**UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA
FACULDADE DO GAMA / FACULDADE DE TECNOLOGIA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM INTEGRIDADE DE
MATERIAIS DA ENGENHARIA**

**"ESTUDO DA EROSIÃO EM PROPULSORES HALL ATRÁVES DE
SIMULAÇÕES NUMÉRICAS"**

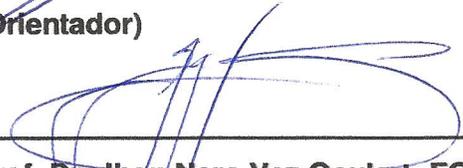
LEONARDO LEÃO BRAGA

**DISSERTAÇÃO DE MESTRADO SUBMETIDA AO PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO
EM INTEGRIDADE DE MATERIAIS DA ENGENHARIA DA FACULDADE DO GAMA E
FACULDADE DE TECNOLOGIA DA UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA, COMO PARTE DOS
REQUISITOS NECESSÁRIOS PARA A OBTENÇÃO DO GRAU DE MESTRE EM
INTEGRIDADE DE MATERIAIS DA ENGENHARIA.**

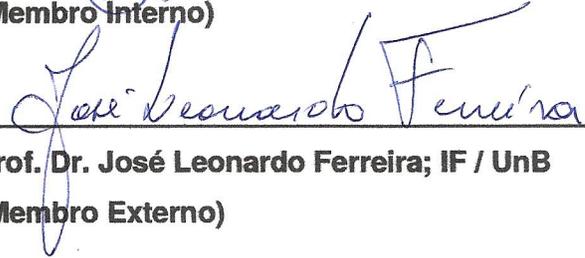
APROVADA POR:



**Prof. Dr. Rodrigo Andres Miranda Cerda; FGA / UnB
(Orientador)**



**Prof. Dr. Jhon Nero Vaz Goulart; FGA / UnB
(Membro Interno)**



**Prof. Dr. José Leonardo Ferreira; IF / UnB
(Membro Externo)**

Brasília / DF, 28 de maio de 2019

FICHA CATALOGRÁFICA

LEONARDO LEÃO BRAGA

Estudo da Erosão em Propulsores Hall Através de Simulações Numéricas

2019xv, 52p., 201x297 mm

(PPIntegr/FT/UnB, Mestre, Integridade de Materiais da Engenharia, 2019)

Dissertação de Mestrado - Universidade de Brasília

Faculdade de Tecnologia - Departamento de Integridade de Materiais da Engenharia

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

LEONARDO LEÃO BRAGA (2019) Estudo da Erosão em Propulsores Hall Através de Simulações Numéricas. Dissertação de Mestrado em Integridade de Materiais da Engenharia, Publicação 079A/2019, Departamento de Integridade de Materiais da Engenharia, Universidade de Brasília, Brasília, DF, 52p.

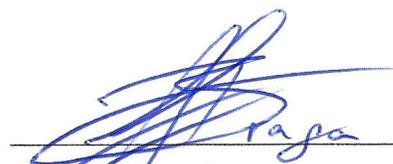
CESSÃO DE DIREITOS

AUTOR: Leonardo Leão Braga

TÍTULO: Estudo da Erosão em Propulsores Hall Através de Simulações Numéricas.

GRAU: Mestre ANO: 2019

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



Leonardo Leão Braga
Correio Eletrônico: lleaob@gmail.com

Agradecimentos

Agradeço aos meus familiares e amigos. Especialmente à Engenheira Caline Souto Moraes o companheirismo e a ajuda nas minhas decisões ao longo dessa jornada.

Ao Professor Dr. Marcus V. Girão por me ajudar a entender como funciona a vida acadêmica.

Ao Professor Dr. Jhon Goulart pelo suporte e por me mostrar a importância que existe em produzir um trabalho científico de qualidade.

Ao Professor Dr. José Leonardo Ferreira por participar ativamente no desenvolvimento das pesquisas do Laboratório de Física de Plasmas da UnB.

Ao Departamento de Pós-Graduação da Universidade de Brasília (DPG/UnB) pelo apoio financeiro através do Edital DPG/UnB Nº 04/2018 Auxílio Financeiro a Discentes de Pós-Graduação para o Desenvolvimento de Dissertações e de Teses.

Finalmente, agradeço ao Professor Dr. Rodrigo A. Miranda Cerda o conhecimento compartilhado, a orientação, o apoio, e a amizade.

A todos o meu muito obrigado.

Leonardo Leão Braga

Abstract

Hall thrusters are electric propulsion devices used in deep-space missions and for station-keeping purposes due to their high exhaust speed, high specific-impulse, and high propellant efficiency. In this study we perform numerical simulations to compute operating parameters and compare the erosion of the inner walls of two types of Hall thruster, namely, the SPT-100, a well-studied thruster, and the PHALL IIc, developed by the Plasma Physics Laboratory at the University of Brasília.

Our results show that the internal plasma structure of the PHall IIc thruster is similar to the SPT-100 thruster, however the ion acceleration is lower. The thrust and the specific impulse from the PHall IIc are lower than those from the SPT-100. Moreover, the computed erosion rates of the thrusters show that the SPT-100 undergoes greater wall erosion than PHall IIc. Finally, we estimated the eroded wall profiles, and show that the erosion on the PHall IIc walls is lower than the erosion on the SPT-100 walls. These results are expected since the PHall-IIc operates at a lower power in comparison with the SPT-100. This work can contribute to the design of electric propulsion devices for future Brazilian space missions.

Keywords: Hall thruster; Erosion; SPT-100; Particle-in-cell.

Resumo

Propulsores Hall são dispositivos de propulsão elétrica usados em missões de espaço profundo e na manutenção de estações espaciais devido à sua alta velocidade de exaustão, alto impulso específico, e alta eficiência de propelente.

Os principais objetivos desse estudo são calcular os parâmetros de operação, Empuxo e Impulso Específico, e comparar a erosão das paredes internas de dois tipos de propulsores Hall com auxílio de software de simulação. Os propulsores são o SPT-100, propulsor vastamente estudado, e o PHALL IIc, desenvolvido pelo Laboratório de Física de Plasmas da Universidade de Brasília.

Nossos resultados mostram que a estrutura interna do plasma do PHall IIc é similar ao SPT-100, porém com menor aceleração iônica. O Empuxo e o Impulso Específico do PHall IIc alcançam menores valores que o SPT-100. Calcula-se a taxa de erosão dos propulsores e observa-se que o SPT-100 possui maior valor que o PHall IIc. Finalmente, estima-se que a erosão das paredes do PHall IIc é menor que a erosão do SPT-100. Esses resultados são consistentes com o fato do PHall IIc operar com uma menor potência em comparação ao SPT-100. Os resultados obtidos podem contribuir para a projeção de propulsores elétricos para futuras missões espaciais brasileiras.

Palavras-chave: Propulsor Hall; Erosão; SPT-100; Particle-in-cell.

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	1
1.1	PROPULSÃO QUÍMICA VS ELÉTRICA	2
1.2	PROPULSORES ELÉTRICOS	3
1.3	PARÂMETROS DE OPERAÇÃO	4
1.3.1	EMPUXO	4
1.3.2	IMPULSO ESPECÍFICO	6
1.3.3	CÁLCULO DE T E I_{sp}	7
1.4	HISTÓRIA DA PROPULSÃO ELÉTRICA	8
1.5	PROPULSÃO ELÉTRICA NA UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA, BRASIL	10
1.6	REGIME DE OPERAÇÃO E VIDA ÚTIL DE PROPULSORES	12
2	FÍSICA DE PLASMAS	14
2.1	DINÂMICA DA PARTÍCULA CARREGADA	15
2.1.1	CARGA EM CAMPO ELÉTRICO CONSTANTE	15
2.1.2	CARGA EM CAMPO MAGNÉTICO CONSTANTE	16
2.1.3	ASSOCIAÇÃO DOS CAMPOS ELÉTRICO E MAGNÉTICO	19
2.2	PROPULSOR HALL	20
3	EROSÃO	23
3.1	DESPRENDIMENTO DE MATERIAL POR EROÇÃO	25
3.2	<i>Sputtering</i> DE BN	26
3.2.1	CARACTERÍSTICAS DO MATERIAL DESPRENDIDO	27
3.2.2	RELAÇÃO ENTRE TEMPERATURA E <i>Sputtering</i>	27
3.3	MODELO DE SY	28
4	MODELO COMPUTACIONAL	30
4.1	ALGORITMO PARTICLE-IN-CELL (PIC)	30
4.1.1	ALGORITMO	31
4.2	MODELAGEM DO PROPULSOR	33
4.3	PROGRAMA VSIM	34
4.4	SIMULAÇÃO DE PROPULSORES ELÉTRICOS	36
4.4.1	MODELO PROPOSTO POR TACCOGNA	36

4.4.2	MODELO PROPOSTO POR CHO	36
4.5	SIMULAÇÃO PROPULSOR HALL.....	37
4.5.1	DADOS DE ENTRADA SPT-100 E PHALL IIC	37
4.5.2	COMPUTADOR UTILIZADO	38
5	RESULTADOS.....	39
5.1	RESULTADOS DAS SIMULAÇÕES COM ARGÔNIO.....	39
5.1.1	FUNCIONAMENTO.....	40
5.1.2	PARÂMETROS DOS PROPULSORES	40
5.1.3	EROSÃO	42
5.2	RESULTADOS DAS SIMULAÇÕES COM XENÔNIO.....	45
5.2.1	FUNCIONAMENTO.....	45
5.2.2	PARÂMETROS DOS PROPULSORES	46
5.2.3	EROSÃO	47
6	CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS.....	49
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	50

LISTA DE FIGURAS

1.1	Propulsor Elétrico Hall SPT da NASA.....	4
1.2	Câmara de exaustão do PHALL IIc com ímãs permanentes em sua extremidade.	11
1.3	Câmara de vácuo utilizada nos experimentos do PHALL IIc.....	11
1.4	PHALL IIc montado com câmara, cátodo ôco e ânodo. Propulsor em funcionamento.	12
2.1	Comprimento de Debye λ_D	14
2.2	Carga q positiva se movendo dentro do campo magnético e sofrendo a Força de Lorentz [1].....	18
2.3	Sentido de rotação oposto devido às cargas opostas e consequente inversão da sentido da força de Lorentz [2].	19
2.4	Direção e sentido dos produtos vetoriais de E, B [2].	20
2.5	Representação das direções e sentidos de E, B, E x B, e v_q [2].	20
2.6	Exemplo de propulsor SPT-100 e seu desenho esquemático.....	20
2.7	Desenho esquemático bidimensional do funcionamento de um propulsor Hall. Desenho esquemático ampliado [1].....	21
3.1	Anéis dielétricos do propulsor Hall [3].....	23
3.2	Desgaste das paredes internas do propulsor SPT-100 analisada experimentalmente, adaptada de Absalamov [4].	24
3.3	Mecanismos de transferência de energia durante o <i>sputtering</i> . Regime direto, indireto, e em cascata. O átomo incidente é representado em cinza escuro.	26
3.4	<i>Sputtering</i> de $BNSiO_2$ pela colisão de íons de Xenônio com energia de 300eV [3].	28
3.5	Caracterização térmica de um propulsor Hall [5].	28
4.1	Fluxograma do algoritmo PIC [6]	32
4.2	Representação da interação dos nós da malha de campo com as partículas.....	32
4.3	Representação da interpolação da posição de uma carga Q na malha.	33
4.4	Vetores do campo magnético $B(r, z)$ da simulação dos propulsores. Os tamanhos dos vetores são proporcionais aos seus módulos, que também são representados pela escala de cores. À esquerda SPT-100, à direita PHall IIc....	34
4.5	Modelo 2D de simulação.	35

5.1	Distribuição de densidade de íons de Argônio nos propulsores. À esquerda SPT-100, à direita PHall IIc.	40
5.2	Potencial eletrostático ϕ dos propulsores utilizando o gás Argônio. À esquerda SPT-100, à direita PHall IIc.	40
5.3	Velocidade axial V_z de Ar^+ como função da posição axial z . À esquerda SPT-100, à direita PHall IIc.	41
5.4	Número de partículas BN desprendidas nos propulsores com gás Argônio. À esquerda SPT-100, à direita PHall IIc.	42
5.5	Perfil estimado de erosão do canal de aceleração dos propulsores em 1000 horas para o gás Argônio. À esquerda SPT-100, à direita PHall IIc.	45
5.6	Distribuição de densidade de íons de Xenônio nos propulsores. À esquerda SPT-100, à direita PHall IIc.	45
5.7	Potencial eletrostático ϕ dos propulsores utilizando o gás Xenônio. À esquerda SPT-100, à direita PHall IIc.	46
5.8	Velocidade axial V_z de Xe^+ como função da posição axial z . À esquerda SPT-100, à direita PHall IIc.	47
5.9	Número de partículas BN desprendidas nos propulsores com gás Xenônio. À esquerda SPT-100, à direita PHall IIc.	47
5.10	Perfil estimado de erosão do canal de aceleração dos propulsores em 1000 horas para o gás Xenônio. À esquerda SPT-100, à direita PHall IIc.	48

LISTA DE TABELAS

1.1	Tabela de parâmetros dos propulsores com longo histórico de aplicação [1]. ...	2
1.2	Tipos de propulsores e suas subdivisões [7].....	3
1.3	Valores das constantes de cálculo.....	8
1.4	Parâmetros de Funcionamento.	8
1.5	Cálculo dos Parâmetros de Operação.	8
1.6	Parâmetros de funcionamento do PHALL Iic [8].....	12
1.7	Parâmetros de performance do PHALL Iic.	12
3.1	Vida útil da família de propulsores Fakel SPT. O número dos propulsores representa o seu diâmetro em mm [3].	24
4.1	Parâmetros modificados pelo fator de escala [9].	36
4.2	Parâmetros de entrada dos propulsores nas simulações.	38
5.1	Valores de T e Isp calculados para o funcionamento dos propulsores com gás Argônio.	42
5.2	Equações das regressões das retas para o funcionamento com gás Argônio e t em <i>timesteps</i>	43
5.3	Conversão do tempo de 1000h para <i>timesteps</i>	43
5.4	Extrapolação para 1000h dos valores de densidade em propulsores com Argônio.	44
5.5	Valores de T e Isp calculados para o funcionamento dos propulsores com gás Xenônio.	46
5.6	Equações das regressões das retas para o funcionamento com gás Xenônio e t em <i>timesteps</i>	48
5.7	Extrapolação para 1000h dos valores de densidade em propulsores com Xenônio.	48

Capítulo 1

Introdução

O Laboratório de Física dos Plasmas (LFP) do Instituto de Física da Universidade de Brasília tem contribuído na formulação de projetos e dispositivos envolvendo tecnologias de plasmas. Os propulsores elétricos, ou propulsores a plasma, representam uma importante aplicação tecnológica dos plasmas, e são comumente utilizados para manutenção de órbitas de satélites. O projeto de propulsão a plasma PHALL do LFP colocou o Distrito Federal dentro do Programa Nacional de Atividades Espaciais [8]. As simulações numéricas permitirão testar novas tecnologias e prever a eficiência de protótipos de propulsores a plasma antes de serem fabricados, o que leva a economizar custos de material e mão de obra [10]. Além disso, as simulações numéricas permitem estimar o tempo de vida útil do propulsor, que pode ser reduzido devido à erosão que ocorre dada pela colisão de partículas do plasma com as paredes internas do propulsor.

Para a execução de simulações será utilizado o software comercial VSIM, que é um código de simulação de fluxo de plasma utilizando método de diferenças finitas no domínio do tempo associado ao método *Particle-in-cell* (PIC) desenvolvido pela empresa Tech-X. Ele inclui um módulo para simulação de um propulsor Hall usando uma geometria em duas dimensões. Os resultados da simulação do propulsor Hall assim como o código já foram validados por Choi [11]. O código roda em paralelo usando a livreria MPI. Para a execução de códigos serão utilizados recursos do Laboratório de Simulação de Plasmas e Propulsão Espacial do Instituto de Física (LaSPPE - IF).

Será utilizada uma estação de trabalho Dell Thinkstation D30 com processador Xeon de oito núcleos e 128 GB de memória RAM. Além disso, o laboratório possui três microcomputadores Pentium 4 disponíveis para realização de testes e depuração de código.

Os principais objetivos são realizar uma comparação de parâmetros de operação, Empuxo e Impulso Específico, e de erosão das paredes internas de dois tipos de propulsores Hall, são eles, o propulsor SPT-100, amplamente estudado na literatura e o propulsor PHALL IIc, que é a última versão do protótipo desenvolvido pelo LFP [8]. O código VSim permite analisar os

resultados das simulações para obter parâmetros de operação assim como dados relacionados ao desprendimento de partículas das paredes internas destes propulsores.

1.1 Propulsão Química VS Elétrica

Propulsão química e elétrica possuem diferentes importâncias em um projeto de missão espacial. As características dos propulsores químicos são grande relação de Empuxo por Massa (F/M), porém baixa aceleração para a quantidade de propelente utilizado, ou seja, baixo Impulso Específico (Isp). Isso significa que existe grande limitação à velocidade final do veículo pois há acelerado consumo de propelente durante a combustão e baixa eficiência de massa de propelente.

Já propulsores elétricos possuem baixa relação F/M. A tecnologia atual de geração de energia e unidade de processamento fazem com que a massa total do sistema seja elevada em relação ao Empuxo gerado. Porém possuem alta eficiência de combustível para a aceleração gerada, ou seja, alto Isp. Uma reduzida massa de propelente pode reduzir significativamente a massa de um veículo espacial. Os parâmetros operacionais de alguns propulsores químicos e elétricos estão descritos na tabela 1.1.

Tabela 1.1: Tabela de parâmetros dos propulsores com longo histórico de aplicação [1].

Propulsor	Impulso Específico (s)	Potência de Entrada (kW)	Faixa de Eficiência (%)	Propelente
Gás Frio	50-70	-	-	Variados
Químico (Monopropelente)	150-225	-	-	N_2H_4
Químico (Bipropelente)	300-450	-	-	H_2O_2
Resistojet	300	0,5-1,0	65-90	N_2H_4
Arcjet	500-600	0,9-2,2	25-45	N_2H_4
Iônico	2500-3600	0,4-4,3	40-80	Xenônio
Hall	1500-2000	1,5-4,5	35-60	Xenônio
Plasma Pulsado	850-1200	<0,2	7-13	Teflon

Em conclusão, propulsão química é utilizada em missões que exigem alto Empuxo, como lançamento e pouso de veículos espaciais, e missões que exigem rápidas manobras. Já a propulsão elétrica é utilizada em missões de longa duração, quando é necessário atingir elevada velocidade de cruzeiro, ou até mesmo quando é necessário transportar grandes cargas por grandes distâncias. A equação a seguir mostra uma simplificação do custo de uma missão espacial ter relação direta com a massa inicial do veículo a ser lançado.

$$Custo \propto \frac{M_0}{M_{orbita}} \frac{M_{orbita}}{M_{carregamento}} M_{carregamento} \quad (1.1)$$

onde M_0 é a massa total do veículo espacial no lançamento, M_{orbita} é a massa do sistema que

atinge a órbita, e $M_{carregamento}$ é a massa do carregamento a ser transportado. Diz-se que $\frac{M_0}{M_{orbita}}$ depende da massa do veículo de lançamento e $\frac{M_{orbita}}{M_{carregamento}}$ depende da massa da propulsão espacial. É desejável minimizar as duas razões para minimizar custos e maximizar o carregamento. Na realidade o veículo de lançamento tem uma razão de massa relativamente constante e difícil de ser alterada. Como a propulsão elétrica exige menor massa de combustível dada sua eficiência, a razão que relaciona a propulsão espacial pode ser reduzida tendo como consequência redução de custo ou aumento do carregamento transportado.

1.2 Propulsores Elétricos

Propulsão elétrica engloba qualquer tecnologia de propulsão na qual eletricidade é utilizada para aumentar a velocidade de exaustão do propelente. As principais variáveis em propulsores elétricos são Empuxo, Impulso Específico (Isp), Eficiência Total, relações de performance do propulsor com a massa de propelente, capacidade de aceleração do veículo espacial.

O Isp [s] é a velocidade de exaustão do propelente [m/s] dividida pela constante de aceleração da gravidade local [m/s²]. A Eficiência Total [%] é a potência produzida pelo feixe de empuxo [W] dividida pela potência elétrica que alimenta o sistema [W].

Geralmente, os propulsores elétricos operam na faixa de cem watts a dezenas de kilowatts, tem Isp de milhares de segundos até dezenas de milhares de segundos, e produzem Empuxo de frações de Newton. Propulsores Hall tendem a utilizar o gás Xenônio como propelente por ele não ser de manejo e produção perigosos.

Os propulsores elétricos são atualmente uma das principais tecnologias utilizadas para a propulsão de veículos espaciais em missões de longa duração.

Os propulsores são divididos em categorias de acordo com o método de aceleração utilizado para produzir empuxo. As categorias são expressas esquematicamente na tabela 1.2.

Tabela 1.2: Tipos de propulsores e suas subdivisões [7].

Eletrotérmicos	Arcjet	
	Resistojet	
Eletrostáticos	Electrospray	
	FEEP	
	Iônico	
	Hall	TAL
	Hall	SPT
Eletromagnéticos	Magnetoplasma	
	Plasma Pulsado	

O propulsor Hall está dividido entre o TAL (*Thruster with Anode Layer*), que possui

paredes internas feita de um metal condutor, e o SPT (*Stationary Plasma Thrusters*), que possui as paredes internas de um material dielétrico. Todas as análises feitas neste estudo são relacionadas aos propulsores SPT. Na figura 1.1 é exposto um propulsor Hall do tipo SPT estudado pela NASA.

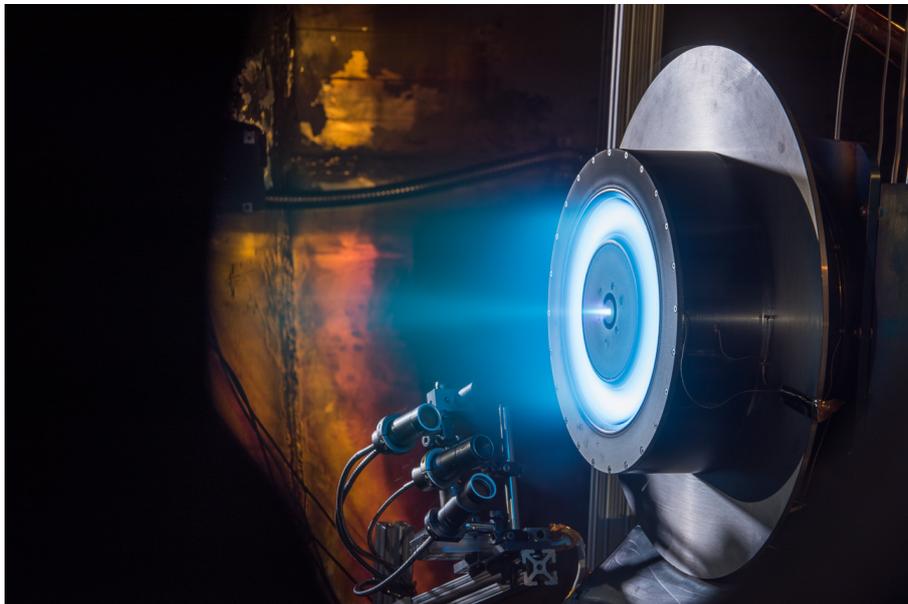


Figura 1.1: Propulsor Elétrico Hall SPT da NASA.

1.3 Parâmetros de Operação

1.3.1 Empuxo

O empuxo é a força gerada pela propulsão que movimenta o veículo espacial. O valor dessa força varia com o tempo de acordo com a massa de combustível consumida.

$$T = \frac{d}{dt}(m_p v_{ex}) = \frac{dm_p}{dt} v_{ex} = \dot{m}_p v_{ex} \quad (1.2)$$

onde \dot{m}_p é a taxa de fluxo de massa do propelente em kg/s e v_{ex} é a velocidade de exaustão efetiva. A velocidade de exaustão efetiva ocorre no final da região de aceleração do plasma, e seu valor é uma média da velocidade das partículas mais aceleradas. Já a taxa de fluxo de massa pode ser descrita como

$$\dot{m}_p = QM \quad (1.3)$$

onde Q é o fluxo de partículas de propelente (partículas/s) e M é a massa da partícula.

A energia cinética de empuxo do feixe de propulsão chamada de *jet power* é definida

como

$$P_{jet} = \dot{m}_p v_{ex}^2 / 2 \quad (1.4)$$

Escrevendo a equação de *jet power* em função da força de empuxo tem-se

$$P_{jet} = \frac{T^2}{2\dot{m}_p} \quad (1.5)$$

Portanto aumentar o empuxo sem variar a taxa de consumo de propelente aumentaria a energia de impulso cinético do veículo.

Em propulsores Hall a velocidade de exaustão dos íons excede a de qualquer propelente não ionizado que poderia escapar do propulsor, portanto v_{ex} passa a ser a velocidade de exaustão efetiva dos íons.

$$T = \frac{d\dot{m}_p}{dt} v_{ex} \approx \dot{m}_i v_i \quad (1.6)$$

onde \dot{m}_i é a taxa de fluxo de massa de íons e v_i é a velocidade dos íons. De acordo com Goebel [1] a velocidade de exaustão dos íons é dada por

$$v_i = \sqrt{\frac{2qV_b}{M}} \quad (1.7)$$

onde V_b é a tensão de aceleração dos íons, q é a carga do íon, M é a massa do íon. A taxa de fluxo de massa dos íons está relacionada à corrente de feixe de íons I_b e pode ser descrita como

$$\dot{m}_i = \frac{I_b M}{q} \quad (1.8)$$

Utilizando as equações 1.7 e 1.8 e admitindo que o propelente gera íons singularmente carregados ($q = e$), onde e é a carga do elétron ou próton, tem-se

$$T = \sqrt{\frac{2M}{e}} I_b \sqrt{V_b} \quad (1.9)$$

Em propulsores Hall a energia produzida está espalhada pelo canal de aceleração, portanto V_b representa a voltagem média ou efetiva do feixe de propulsão.

Nesse estudo serão utilizados Xenônio e Argônio como propelentes. Para cada um deles teremos resultados distintos de Empuxo mesmo com parâmetros operacionais constantes. Isso ocorre pela diferença de massa atômica dos gases.

Como já explicado, a equação 1.9 pode ser aplicada para um fluxo unidirecional de um feixe de íons singularmente carregados. Sendo assim, a equação anterior deve ser modificada para admitir um feixe divergente e considerar a ocorrência de íons multiplamente carregados.

Assumir que um feixe é monoenergético é válido para propulsores Hall, mas é apenas uma aproximação das características do feixe [1].

Adotando como modelo o propulsor Hall estudado, pode-se dizer que seu canal de aceleração tem paredes paralelas, seu perfil de densidade de corrente é constante, seu campo elétrico é uniforme e o feixe de partículas aceleradas que deixa o propulsor diverge uniformemente. Portanto a correção γ de divergência de feixe é

$$\gamma = \cos(\theta) \quad (1.10)$$

onde θ é o ângulo de divergência do feixe.

A segunda correção que se faz é a que considera íons multiplamente carregados. Para os gases estudados admitir-se que são gerados apenas íons singularmente carregados e íons duplamente carregados. O cálculo do empuxo final T_m seria uma soma entre os empuxos gerados por íons singularmente e duplamente carregados.

$$T_m = S\sqrt{\frac{2MV_b}{e}} + D\sqrt{\frac{MV_b}{e}} = S\sqrt{\frac{2MV_b}{e}}\left(1 + \frac{D}{\sqrt{2}S}\right) \quad (1.11)$$

onde S se refere aos íons singularmente carregados e D aos íons duplamente carregados. A diferença entre a equação do empuxo 1.9 e a 1.11 é

$$\alpha = \frac{1 + \frac{D}{S\sqrt{2}}}{1 + \frac{D}{S}} \quad (1.12)$$

sendo D/S a proporção de íons duplamente carregados em relação aos singularmente carregados, adiciona-se diretamente o valor de α na correção do empuxo.

$$T' = \gamma\alpha T \quad (1.13)$$

onde T' é o valor do empuxo corrigido.

1.3.2 Impulso específico

O Impulso Específico é uma medida de eficiência do propulsor, relação entre o empuxo e a taxa de consumo de propelente. Em um propulsor com empuxo e taxa de fluxo de

propelente constantes, tem-se

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}_p g} \quad (1.14)$$

onde g é a aceleração da gravidade local. Utilizando as equações 1.2 e 1.14 temos

$$I_{sp} = \frac{v_{ex}}{g} \quad (1.15)$$

Como em propulsores Hall o Empuxo é gerado principalmente pelos íons

$$I_{sp} = \frac{v_i \dot{m}_i}{g \dot{m}_p} \quad (1.16)$$

Novamente temos uma equação que relaciona valores para um feixe unidirecional e monoenergético. A eficiência de utilização de massa leva em consideração a razão entre propelente ionizado e não ionizado assim como uma correção dada a presença de íons singularmente carregados e duplamente carregados.

$$\eta_m = \alpha_m \frac{\dot{m}_i}{\dot{m}_p} = \alpha_m \frac{I_b M}{e \dot{m}_p} \quad (1.17)$$

Sendo assim η_m é a eficiência de utilização do propelente e α_m é o termo que considera o fato de íons distintamente carregados possuírem apenas uma unidade de massa. Seu cálculo se dá através da seguinte forma

$$\alpha_m = \frac{1 + \frac{D}{2S}}{1 + \frac{D}{S}} \quad (1.18)$$

Para feixes onde há maior concentração de íons singularmente carregados $\alpha_m \approx 1$. Utilizando as equações 1.2 e 1.15 temos

$$I'_{sp} = \frac{\gamma \alpha \eta_m}{g} \sqrt{\frac{2eV_b}{M}} \quad (1.19)$$

onde I'_{sp} é o impulso específico corrigido.

1.3.3 Cálculo de T e I_{sp}

Foram apresentadas nas seções 1.3.1 e 1.3.2 as equações corrigidas para o cálculo do Empuxo e do Impulso Específico. São apresentados esses parâmetros no capítulo de resultados deste estudo, portanto vamos utilizar de um exemplo para demonstrar como pode ser feito o cálculo de tais parâmetros de funcionamento utilizando os diferentes gases propelentes,

Argônio e Xenônio, em um propulsor Hall genérico [1]. As tabelas a seguir apresentam as constantes utilizadas nos cálculos do exemplo.

Tabela 1.3: Valores das constantes de cálculo.

Massa atômica Xe [u]	Massa atômica Ar [u]	u [kg]	e [C]	g [m/s ²]
131,293	39,948	$1,660 * 10^{-27}$	$1,602 * 10^{-19}$	9,807

Para exemplificar o cálculo admite-se um propulsor com os seguintes parâmetros de funcionamento.

Tabela 1.4: Parâmetros de Funcionamento.

Tensão de aceleração dos íons	$V_b = 1500V$
Corrente de feixe de íons	$I_b = 2A$
Razão de cargas duplas e singulares	$D/S = 10\%$ $\alpha \approx 0,973$ $\alpha_m \approx 1$
Aproveitamento de massa do propelente	$\eta_m = 90\%$
Divergência de feixe	$\theta = 10^\circ$ $\gamma = \cos(10^\circ) \approx 0,985$

Faz-se então o cálculo dos parâmetros de operação, apresentados na tabela a seguir.

Tabela 1.5: Cálculo dos Parâmetros de Operação.

Gás	Parâmetro	Eq. Corrigida	Eq. Aplicada	Resultado
Xe	Empuxo	$T' = \gamma\alpha\sqrt{\frac{2M}{e}}I_b\sqrt{V_b}$	$T' = 1,581I_b\sqrt{V_b}$	122,4 [mN]
	Impulso	$I'_{sp} = \frac{\gamma\alpha\eta_m}{g}\sqrt{\frac{2eV_b}{M}}$	$I'_{sp} = 106,568\sqrt{V_b}$	4127 [s]
Ar	Empuxo	$T' = \gamma\alpha\sqrt{\frac{2M}{e}}I_b\sqrt{V_b}$	$T' = 0,872I_b\sqrt{V_b}$	67,5 [mN]
	Impulso	$I'_{sp} = \frac{\gamma\alpha\eta_m}{g}\sqrt{\frac{2eV_b}{M}}$	$I'_{sp} = 193,305\sqrt{V_b}$	7487 [s]

1.4 História da Propulsão Elétrica

A propulsão elétrica foi primeiramente concebida por Robert Goddard em 1906 e descrita por Tsiolkovskiy na Rússia em 1911. Conceitos e aplicações espaciais foram desenvolvidos por Hermann Oberth na Alemanha (1929) e por Sheperd e Cleaver no Reino Unido (1949).

Importantes programas de pesquisa sobre propulsão elétrica foram estabelecidos nos anos 60 pela NASA e em vários institutos na Rússia com o objetivo de desenvolver essa tecnologia

para sua utilização em manutenção de estações espaciais e propulsão primária em aplicações no espaço profundo.

Os primeiros lançamentos experimentais de propulsores iônicos foram realizados nos anos 60 pelos EUA e Rússia, utilizando césio e mercúrio como propelentes. Testes experimentais de propulsores iônicos e Hall continuaram avançando pelos anos 80.

A primeira aplicação expressiva de propulsão elétrica foi feita pelos Russos com os propulsores Hall para manutenção de estações de satélites de comunicação. Desde 1971 quando a Rússia lançou o primeiro SPT-60, mais de 238 propulsores Hall operam em aproximadamente 48 espaçonaves russas. O Japão lançou o primeiro sistema de propulsor iônico com a finalidade de manutenção da estação norte-sul no satélite de comunicações Engineering Test Satellite (ETS) VI em 1995. Um problema com o veículo de lançamento impediu o êxito na manutenção da estação, mas os propulsores iônicos foram operados no espaço com sucesso.

O uso comercial de propulsores iônicos começou em 1997 nos EUA com o lançamento do Xenon Ion Propulsion System (XIPS) pela Hughes, e a primeira missão no espaço profundo feita pela NASA utilizando o propulsor iônico Solar Electric Propulsion Technology Applications Readiness (NSTAR) em 1998 na Deep Space 1. Desde então, Hughes/Boeing lançaram seu primeiro sistema de propulsor iônico de segunda geração, o XIPS 25-cm em 2000. Os japoneses tiveram sucesso no uso de propulsores iônicos na missão de retorno do asteroide Hayabusa.

Uma das missões mais importantes feitas pelos propulsores Hall foi a missão da *European Space Agency* (ESA) em 2003 chamada SMART-1. Nessa missão o propulsor PPS-1350-G, da empresa Snecma, foi à Lua, sendo assim o primeiro propulsor elétrico a deixar a órbita terrestre geossíncrona. Os Russos frequentemente têm lançado propulsores Hall a bordo de satélites de comunicação e continuarão utilizando tais propulsores para futuras manutenções de estações espaciais. O primeiro uso comercial de propulsores Hall por uma empresa americana foi em 2004 com o MBSAT, da empresa Space Systems Loral, utilizando o propulsor Fakel SPT-100.

As missões espaciais mais recentes utilizando os propulsores elétricos são: GOCE (2006-2012), mapeamento do campo gravitacional terrestre utilizando propulsor iônico T5 da empresa inglesa QINETIQ; HAYABUSA 1 (2005-2013), encontro e coleta de amostra do asteroide Itokawa; missão DAWN (2007-2015), encontro com os asteroides do cinturão principal Ceres (planeta anão) e Vesta; Hayabusa 2 (2014-2020), encontro com o asteroide 1999 JU3 Tipo C. Essa última missão só é possível pelo baixo consumo de propelente proporcionado pela propulsão elétrica.

Desde a sua concepção vários livros foram publicados sobre propulsão elétrica, por exemplo: O livro *Ion Propulsion for Space Flight* (1964), [12] no qual Ernst Stuhlinger faz a primeira análise de sistemas de propulsão elétrica. A física dos propulsores elétricos foi descrita de forma abrangente em um livro de Robert Jahn (1968), [13]. A tecnologia

dos primeiros propulsores iônicos que usavam césio e mercúrio como propelentes. O manual básico de projeto de missão de baixo empuxo e análise de trajetória foi publicado por George Brewer (1970), [14]. O básico sobre propulsão elétrica e algumas características de propulsores tem sido descritas em livros didáticos de propulsão de aeronaves publicados nos Estados Unidos, [12], [14], [15]. Uma vasta apresentação sobre princípios e processos de funcionamento de vários propulsores elétricos foram publicados no livro de S. Grishin e L. Leskov (1989), [16].

Grande contribuição para o estudo dos propulsores elétricos foi feita na década de 70 pelos professores P. J. Wilbur e H. R. Kaufman da Colorado State University. Eles desenvolveram vários estudos sobre propulsão elétrica, incluindo temas como a produção de íons duplos em plasmas de Argônio e Xenônio [17], e características da divergência do feixe de íons em propulsores iônicos [18].

1.5 Propulsão Elétrica na Universidade de Brasília, Brasil

O propulsor utilizado pela Universidade de Brasília, um dos focos principais desse estudo, é o Propulsor Hall de Ímã Permanente (PMHT) conhecido como PHALL [8]. Ele foi desenvolvido pelo laboratório de Física de Plasmas da UnB (LFP-UnB) com o objetivo de reduzir o consumo de energia de satélites de pequeno e médio porte através da substituição dos eletro-ímãs, responsáveis pelo campo magnético no interior da câmara de propulsão, por ímãs permanentes.

O gás propelente utilizado pelo PHALL é o Argônio. Quatro versões do PHALL foram desenvolvidas, PHALL I, IIa, IIb e IIc. A versão utilizada nesse estudo foi o PHALL IIc. Ele possui câmara de alumínio com 15 centímetros de diâmetro. Seu campo magnético é produzido por ímãs de Samário Cobalto (SmCo) dispostos em duas fileiras de círculos concêntricos, como mostrado na figura 1.2. Os ímãs permanentes utilizados no PHall IIc possuem forma cúbica, sendo assim, quando dispostos nos anéis interno e externo do canal de aceleração, são observadas falhas no campo magnético. Através da utilização de anel de material ferromagnético posicionado próximo aos ímãs é feita a uniformização do campo magnético, solução estudada por Martins [19]. O campo magnético na linha central do canal de fonte de plasma tem magnitude de 100 a 200 Gauss. Os elétrons que formam a corrente Hall na extremidade aberta do propulsor são obtidos através de um cátodo ôco. O potencial elétrico aplicado ao ânodo varia entre 50 e 200 Volts.

Os testes de laboratório do PHALL IIc são realizados em um sistema de vácuo composto por uma câmara de aço inoxidável de diâmetro 0,5 m e comprimento 2,0 m, com volume de $0,5m^3$, mostrado na figura 1.3; Uma bomba de vácuo auxiliar com vazão de $35 m^3/h$; e três bombas de difusão com vazão total média de $3000 l/s$. Esse sistema é capaz de atingir 10^{-7} torr de pressão-base e 10^{-5} torr de pressão de trabalho, pressões medidas através de uma



Figura 1.2: Câmara de exaustão do PHALL IIc com ímãs permanentes em sua extremidade.

sonda iônica.



Figura 1.3: Câmara de vácuo utilizada nos experimentos do PHALL IIc.

A caracterização de parâmetros do plasma, como densidade e temperatura dos elétrons, perfil de potencial do plasma e instabilidades são aferidas com sondas Langmuir. A aceleração iônica é determinada por sensores de energia. Os estudos de dinâmica dos íons dentro do canal aceleração são feitos medindo a temperatura dos íons por técnica de espectroscopia do plasma, através do alargamento de Doppler de linhas espectrais de Argônio.

O PHALL pode ser operado através da voltagem do ânodo, variando de 50 V a 200 V. A corrente de descarga de plasma tende a variar de 0,1 A a 1,5 A. A pressão de Argônio varia de 10^{-4} torr a 10^{-5} torr. Uma curva de calibração de fluxo de massa é usada para determinar a alimentação do propulsor, 10^{-5} Kg de gás/segundo. Os parâmetros de funcionamento utilizados pelo propulsor são descritos na tabela 1.6.

O cátodo ôco utilizado para experimentos com o PHALL IIc é da empresa HeatWave Labs modelo HWPES-250. Esse cátodo tem uma corrente de emissão de 1,5 a 2,0 A/sccm para um dado fluxo de Argônio, e é capaz de emitir um máximo de 10 A de emissão de elétrons continuamente por curtos períodos de tempo. Nos experimentos realizados por Ferreira (2017), o fluxo de gás que passa pelo cátodo foi regulado para 2 sccm com o objetivo de manter uma emissão de corrente de 4,0 A.

Os resultados dos parâmetros de performance do PHALL IIc são detalhados na tabela

Tabela 1.6: Parâmetros de funcionamento do PHALL IIc [8].

PHALL IIc	620,6 W (Ânodo: 105,5V, 4,46A)
I_{is} (A)	$5,35 \times 10^{-3}$
I_{es} (A)	$3,19 \times 10^{-2}$
V_p (V)	104
V_f (V)	10
T_e (eV)	5,61
N_e (cm ⁻³)	$2,13 \times 10^{10}$

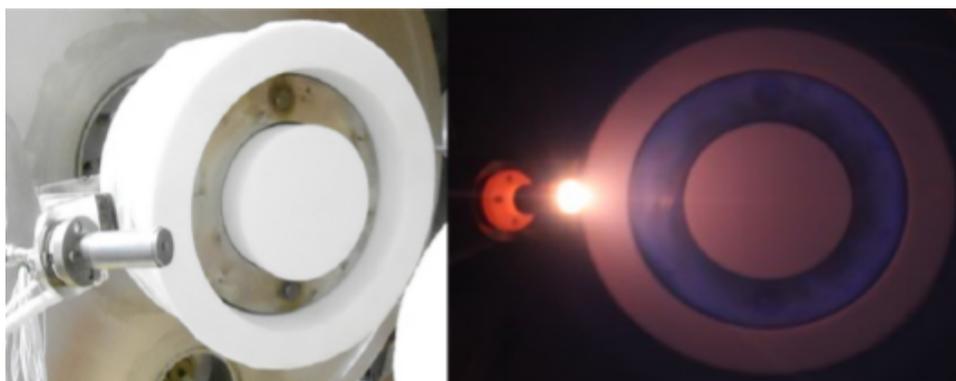


Figura 1.4: PHALL IIc montado com câmara, cátodo ôco e ânodo. Propulsor em funcionamento.

1.7. Ferreira (2017) concluiu que o propulsor PHALL IIc tem baixa taxa de ionização de massa, aproximadamente 6%. Essa ocorrência foi atribuída ao tipo de cátodo utilizado no experimento [8].

Tabela 1.7: Parâmetros de performance do PHALL IIc.

Potência Total (W)	Potência Ânodo (W)	Potência Cátodo (W)	Força (mN)	Potência/Força (W/mN)	Impulso Específico (s)	Eficiência Elétrica (%)
620,6	470,6	150	41,39	14,99	2286,22	75,83

1.6 Regime de Operação e Vida Útil De Propulsores

Os propulsores Hall são geralmente utilizados para manutenção de estações na órbita geossíncrona e manobras de baixo empuxo como ajuste de órbita. Nesses casos os propulsores são operados em condições uniformes e possuem vida útil entre 2000 e 3000 horas. Como a propulsão elétrica se provou confiável, novas oportunidades de aplicação são estudadas. Se investiga a viabilidade de expansão da utilização de propulsores Hall em missões que envolvem transferência de carga interplanetária e aerofrenagem. Para conseguir sucesso nessas

funções, é desejável acelerar o propulsor dentro de uma gama de condições operacionais, com variações em Potência ou Impulso Específico. São necessários estudos que analisem a influência das novas condições de operação na vida útil dos propulsores. A vida útil é um fator que varia com a forma de utilização e se torna essencial a precisão em sua determinação, pois ela determina o número de propulsores necessários em uma extensa missão de transporte de carga, ou se o sistema de propulsão é economicamente viável para as missões científicas.

Geralmente, testes de vida útil feitos para qualificar os propulsores focam no funcionamento em potência máxima para maximizar a taxa de consumo de propelente no menor tempo possível. Porém, durante uma missão espacial, esse funcionamento com potência máxima pode não ser a condição principal de funcionamento e a vida útil do propulsor pode ser significativamente maior do que a prevista por experimentos [3]. De um ponto de vista de planejamento de missão, é necessária a habilidade de simular com precisão os mecanismos que levam à falha do propulsor, assim como a forma que eles são afetados por diferentes regimes de acionamento. Fazer testes experimentais de vida útil a cada mudança de projeto é custoso tanto em recursos quanto em tempo. Portanto o modelo computacional para a estimativa da vida útil e análise dos mecanismos de erosão é de grande importância para o processo de design. Projetistas precisam de uma ferramenta para prever as consequências de mudanças de projeto na vida útil dos propulsores. Ter a capacidade de prever tal resultado agiliza o processo permitindo que apenas projetos promissores atinjam a fase de produção.

Capítulo 2

Física de Plasmas

Propulsores elétricos alcançam alto Impulso Específico (Isp) através da aceleração até altas velocidades de partículas carregadas. O propelente do propulsor é ionizado, criando uma nuvem de íons e elétrons, que é chamado plasma. Plasma é o quarto estado da matéria comum, composto por cargas positivas (íons) e negativas (elétrons). As densidades de íons e elétrons em um plasma são praticamente iguais, $n_i \sim n_e$. Esse estado de carregamento é chamado de “quasi-neutralidade”, no qual macroscopicamente o plasma é neutro.

A proposição de quasi-neutralidade é válida quando a escala de comprimento espacial do plasma, chamado de Comprimento Debye, é muito maior do que o comprimento característico ao longo do qual cargas ou limites são eletrostaticamente blindados. O comprimento de Debye pode ser entendido como uma distância na qual se observa uma separação significativa de cargas, mostrado na figura 2.1.

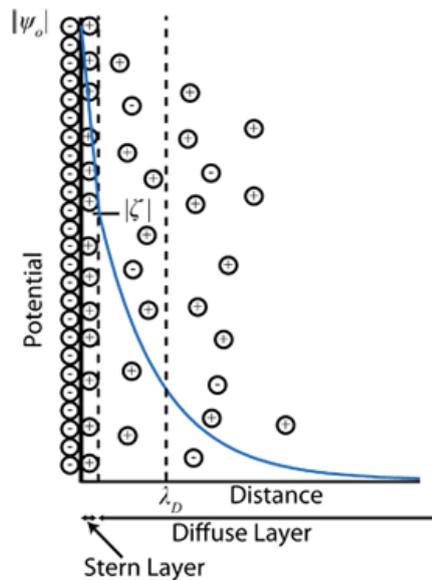


Figura 2.1: Comprimento de Debye λ_D .

Em um plasma com densidade de elétrons igual a $10^{16} m^{-3}$, temperatura de elétrons de

$10^4 K$ sem a presença de um campo magnético, o comprimento de Debye é de aproximadamente $10^{-4} m$, [20].

Os íons e elétrons têm distribuições de energia usualmente caracterizadas pela temperatura dos íons T_i e temperatura dos elétrons T_e , que não são necessariamente nem usualmente iguais. Além disso, íons e elétrons podem existir dentro do plasma com diferentes temperaturas ou diferentes distribuições de energia. A densidade do plasma, temperatura e fração de ionização podem ter variações em ordem de magnitude nos plasmas de dispositivos de propulsão elétrica.

2.1 Dinâmica da Partícula Carregada

2.1.1 Carga em Campo Elétrico Constante

Os campos elétricos e magnéticos que existem em propulsores a plasma obedecem as equações de Maxwell desenvolvidas em um sistema no vácuo, contendo cargas e correntes. As equações de Maxwell para tais condições são:

$$\nabla \cdot \mathbf{E} = \frac{\rho}{\varepsilon_0} \quad (2.1)$$

$$\nabla \times \mathbf{E} = -\frac{\partial \mathbf{B}}{\partial t} \quad (2.2)$$

$$\nabla \cdot \mathbf{B} = 0 \quad (2.3)$$

$$\nabla \times \mathbf{B} = \mu_0 \left(\mathbf{J} + \varepsilon_0 \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial t} \right) \quad (2.4)$$

onde ρ é a densidade de carga no plasma, \mathbf{E} é o campo elétrico, \mathbf{J} é a densidade de corrente no plasma, e ε_0 e μ_0 são, respectivamente, a permissividade(constante dielétrica) e a permeabilidade do espaço livre. Note que ρ e \mathbf{J} comprometem todas as cargas e correntes para todas as espécies de partículas presentes no plasma, incluindo íons multiplamente carregados. A densidade de carga é portanto

$$\rho = \sum_s q_s n_s = e(Z.n_i - n_e) \quad (2.5)$$

onde q_s é a condição de carga da espécie s , Z é o estado da carga, n_i é o número da densidade de íons, e n_e é o numero da densidade de elétrons. Da mesma forma, a densidade

de corrente é

$$J = \sum_s q_s n_s v_s = e(Z n_i v_i - n_e v_e) \quad (2.6)$$

onde v_s é a velocidade da espécie de carga, v_i é a velocidade do íon, v_e a velocidade do elétron. Para campos magnéticos estáticos $\partial \mathbf{B} / \partial t = 0$. O campo elétrico pode ser expresso como o gradiente do potencial elétrico (ϕ), onde o sinal negativo vem da convenção de que o campo elétrico sempre aponta na direção do movimento do íon.

$$\mathbf{E} = -\nabla \phi \quad (2.7)$$

2.1.2 Carga em Campo Magnético Constante

A equação de movimento para uma partícula carregada com uma velocidade \mathbf{v} em um campo magnético é dada pela equação da força de Lorentz:

$$\mathbf{F} = m \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial t} = q(\mathbf{E} + \mathbf{v} \times \mathbf{B}) \quad (2.8)$$

Para um campo elétrico desprezível, a partícula em movimento na direção $\hat{\mathbf{z}}$ gera forças:

$$m \frac{\partial v_x}{\partial t} = qB v_y \quad (2.9)$$

$$m \frac{\partial v_y}{\partial t} = -qB v_x \quad (2.10)$$

$$m \frac{\partial v_z}{\partial t} = 0 \quad (2.11)$$

Fazendo a derivada das funções acima na variável t :

$$\frac{\partial^2 v_x}{\partial t^2} = \frac{qB}{m} \frac{\partial v_y}{\partial t} = -\left(\frac{qB}{m}\right)^2 v_x \quad (2.12)$$

$$\frac{\partial^2 v_y}{\partial t^2} = -\frac{qB}{m} \frac{\partial v_x}{\partial t} = -\left(\frac{qB}{m}\right)^2 v_y \quad (2.13)$$

Essas equações descrevem um movimento harmônico simples de frequência angular

$$\omega = \frac{|q|B}{m} \quad (2.14)$$

O tamanho da órbita da partícula de um número finito de partículas pode ser obtido pela solução das equações de movimento da partícula no campo magnético. Nesse caso, a solução das equações (2.12) e (2.13) é

$$v_{x,y} = v_{\perp} e^{i\omega t} \quad (2.15)$$

A equação da velocidade em y pode ser reescrita como

$$v_y = \frac{m}{qB} \frac{\partial v_x}{\partial t} = \frac{1}{\omega} \frac{\partial v_x}{\partial t} \quad (2.16)$$

Utilizando as equações (2.15) e (2.16) temos

$$v_y = \frac{1}{\omega} \frac{\partial v_y}{\partial t} = i v_{\perp} e^{i\omega t} = \frac{\partial y}{\partial t} \quad (2.17)$$

Integrando a equação (2.17)

$$y - y_0 = \frac{v_{\perp}}{\omega} e^{i\omega t} \quad (2.18)$$

Retirando a parte real da solução da equação (2.18) temos

$$y - y_0 = \frac{v_{\perp}}{\omega} \cos(\omega t) = r_L \cos(\omega t) \quad (2.19)$$

onde $r_L = v_{\perp}/\omega$ é chamado de raio de Larmor. Uma análise similar do deslocamento na direção \hat{x} gera o mesmo raio de Larmor, mas com 90 graus fora de fase com o deslocamento \hat{y} . Combinando o raio com a equação anterior descreve-se a órbita da partícula como sendo circular de raio r_L em torno do centro x_0, y_0 .

Dessa forma, quando uma partícula de massa m entra com uma velocidade v em um campo magnético uniforme B essa partícula sofre a ação da força de Lorentz:

$$\mathbf{F} = q\mathbf{v}_{\perp} \times \mathbf{B} \quad (2.20)$$

Essa força faz com que a partícula execute um movimento circular de velocidade v e força centrípeta como descrito na figura 2.2.

Podemos igualar a força de Lorentz e a centrípeta e chegar na equação (2.21)

$$\mathbf{F}_c = q\mathbf{v}_{\perp} \times \mathbf{B} = \frac{mv_{\perp}^2}{r} \quad (2.21)$$

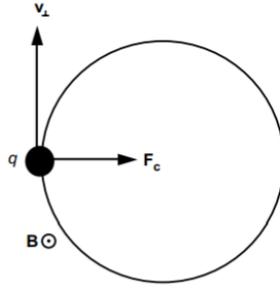


Figura 2.2: Carga q positiva se movendo dentro do campo magnético e sofrendo a Força de Lorentz [1].

Onde r é o raio do movimento circular no campo magnético. Isolando esse termo temos

$$r = r_{Larmor} = \frac{mv_{\perp}}{qB} \quad (2.22)$$

O raio Larmor para partículas de carga singular também pode ser escrito na forma

$$r = \frac{v_{\perp}}{\omega} = \frac{1}{B} \sqrt{\frac{2mv_{\perp}}{e}} \quad (2.23)$$

Note que o tamanho do raio depende da massa e da carga da partícula.

O Xenônio no estado de plasma possui íons Xe^{+} e elétrons e^{-} . Para cada uma dessas partículas, podemos calcular o respectivo raio Larmor.

$$r_{Xe^{+}} = \frac{1}{B} \sqrt{\frac{2m_{Xe^{+}}v_{\perp}}{e}} \quad (2.24)$$

$$r_{e^{-}} = \frac{1}{B} \sqrt{\frac{2m_{e^{-}}v_{\perp}}{e}} \quad (2.25)$$

Devemos notar que o sentido do movimento depende da carga da partícula. Na figura 2.3 observamos que o Xe^{+} faria um movimento circular no sentido horário enquanto o e^{-} faria um movimento circular no sentido anti-horário.

Com o objetivo de estimar o raio das partículas, admite-se que a massa do elétron é aproximadamente $9,11 \times 10^{-31}$ kg, enquanto a massa do íon de Xenônio é aproximadamente $2,18 \times 10^{-25}$ kg. Essa grande diferença de massa faz com que, em condições iguais de campo magnético e velocidade da partícula, a razão entre os raios de Larmor seja

$$\frac{r_{Xe^{+}}}{r_{e^{-}}} \approx 490 \quad (2.26)$$

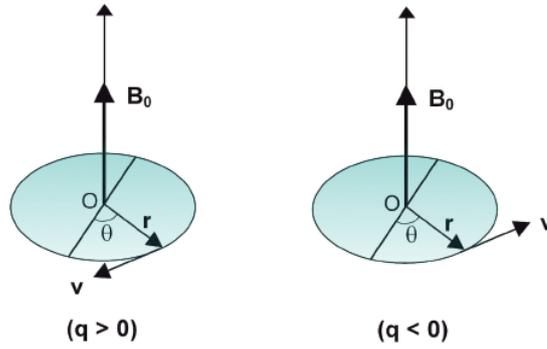


Figura 2.3: Sentido de rotação oposto devido às cargas opostas e consequente inversão da sentido da força de Lorentz [2].

2.1.3 Associação dos Campos Elétrico e Magnético

Quando é estudado o funcionamento de propulsores Hall, percebe-se a necessidade de analisar a dinâmica da partícula carregada na presença de ambos os campos, magnético e elétrico, perpendiculares entre si. Podemos descrever essa situação como um campo elétrico aplicado perpendicularmente ao campo magnético da figura 2.2. Nessa condição, ainda se aplica a equação (2.8). O fenômeno de deriva da carga é considerado constante no tempo. Isso significa que sua velocidade não varia no tempo. Portanto, podemos partir da equação (2.8) e considerar a seguinte igualdade válida:

$$\mathbf{E} = -\mathbf{v} \times \mathbf{B} \quad (2.27)$$

Fazendo o produto vetorial de ambos os lados, obtemos:

$$\mathbf{E} \times \mathbf{B} = (-\mathbf{v} \times \mathbf{B}) \times \mathbf{B} = vB^2 - B(B \cdot \mathbf{v}) \quad (2.28)$$

O produto escalar é na direção perpendicular a B , então o último termo da equação (2.28) é zero. Resolvendo a velocidade transversal da partícula chegamos à equação:

$$\mathbf{v} = \frac{\mathbf{E} \times \mathbf{B}}{B^2} \equiv \mathbf{v}_{deriva} \quad (2.29)$$

onde \mathbf{v}_{deriva} é chamada velocidade de deriva. O produto vetorial da equação (2.29) é demonstrado na figura 2.4.

Observamos, portanto, que a velocidade de deriva é transversal tanto ao campo elétrico quanto ao magnético. Esse fenômeno faz com que uma carga acelerada nessa situação descreva a trajetória mostrada na figura 2.5.

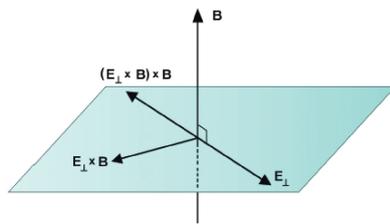


Figura 2.4: Direção e sentido dos produtos vetoriais de E, B [2].

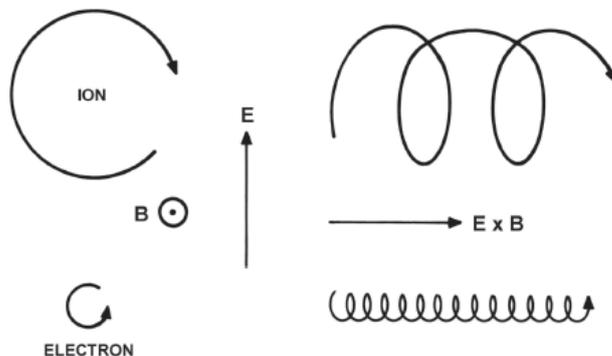


Figura 2.5: Representação das direções e sentidos de E, B, $E \times B$, e v_q [2].

2.2 Propulsor Hall

O propulsor Hall é composto por três componentes. São eles: o cátodo, a região de descarga, e o gerador de campo magnético. A figura 2.6 mostra o propulsor Hall modelo SPT-100.

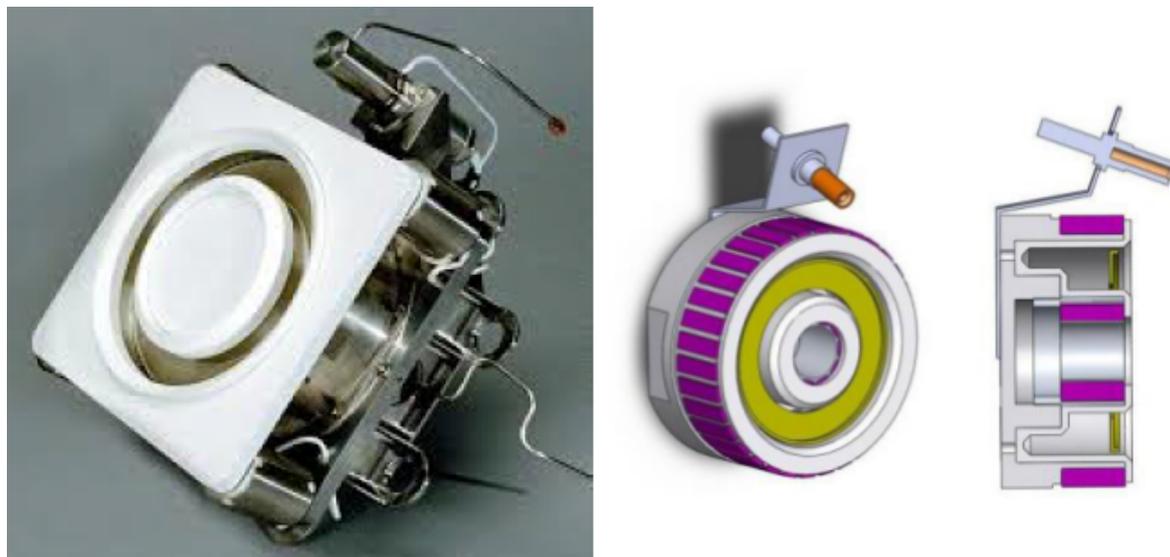


Figura 2.6: Exemplo de propulsor SPT-100 e seu desenho esquemático.

A figura 2.7 mostra uma seção transversal de um propulsor Hall. O canal cilíndrico está representado em cinza claro. Produzido com um material dielétrico, como nitreto de boro (BN), ou borossilicato ($BN-SiO_2$), ele é aplicado em propulsores de vôo. Costuma ser feito

de alumínio ($\text{Al}_2\text{O}_{314}$) quando aplicado em laboratórios. Esse canal encapsula a região de descarga do propulsor. Geralmente possui boa resistência à abrasão, e baixo coeficiente de emissão de elétrons secundários sob o bombardeamento de íons de xenônio.

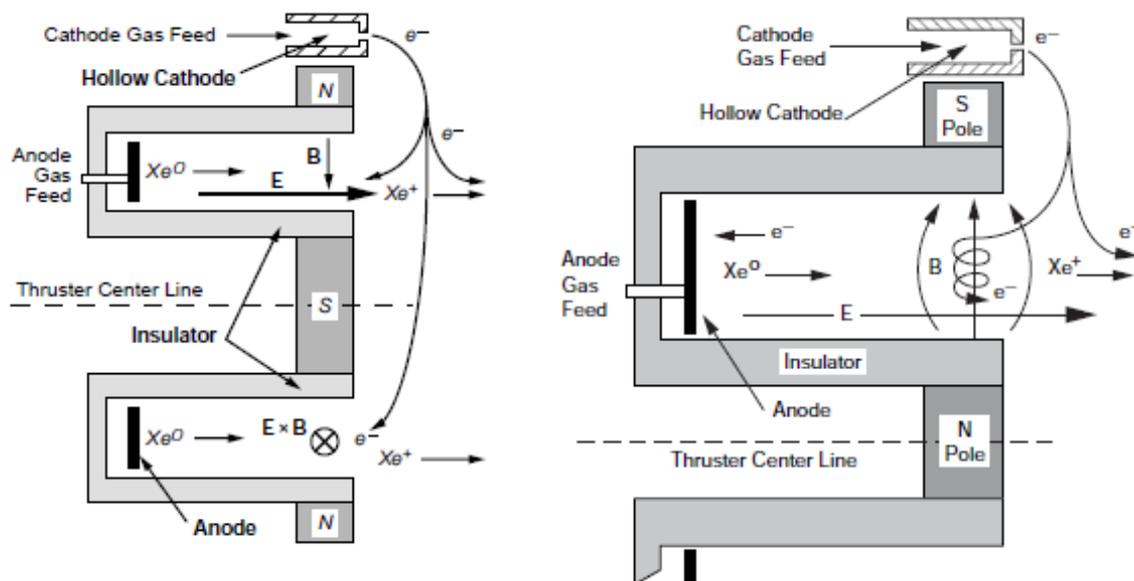


Figura 2.7: Desenho esquemático bidimensional do funcionamento de um propulsor Hall. Desenho esquemático ampliado [1].

Ímãs permanentes (ou bobinas magnéticas), representados na figura 2.7 como retângulos cinza escuro, induzem um campo magnético radial entre o polo central e as bordas do propulsor. O cátodo, que faz a descarga de elétrons, é um cátodo externo ôco. O ânodo é um anel localizado na base da abertura cilíndrica mostrada.

Nos propulsores Hall o gás propelente neutro é alimentado pelo canal de descarga, próximo ao ânodo, e dispersado pela câmara. Uma pequena parte do propelente é injetada pelo cátodo ôco.

Em um propulsor Hall com paredes dielétricas, elétrons que tentam alcançar o ânodo encontram o campo magnético radial transversal a suas trajetórias. O campo magnético reduz a mobilidade dos elétrons na direção axial e inibe o fluxo para o ânodo. Boa parte dos elétrons tendem a fazer uma trajetória como a descrita na figura 2.7, em torno da linha central do propulsor na direção $E \times B$. Esse movimento dos elétrons ocorre pela existência da velocidade de deriva, descrita na seção 2.1.3, gerando uma corrente elétrica chamada de corrente Hall. A outra parte dos elétrons se espalha por processos de colisão e por instabilidade eletrostática em direção ao ânodo e às paredes internas do canal.

O fato da corrente percorrer o propulsor na direção azimutal $E \times B$ faz com que ela esteja sempre circulando dentro do propulsor. Dessa forma, é criado um fluxo fechado com um potencial interno e o gás Xenônio, que antes era neutro, se transforma em íons e elétrons do plasma.

Na direção radial, o fluxo fechado de elétrons também é causado pelos campos elétricos

das bainhas das paredes e a força associada ao gradiente magnético. Nesse caso, os elétrons encontram um aumento de força magnética quando se aproximam das paredes. Assim como os elétrons, os íons tendem a ser defletidos para longe das paredes do canal. Esse fenômeno faz com que ambas partículas se concentrem no centro do feixe de propulsão.

Os íons concentrados do plasma são acelerados, pela presença do campo elétrico, do ânodo para a região de exaustão do propulsor. A massa dos íons é bem maior que a dos elétrons. A velocidade com que os íons se aproximam do campo magnético tende a ser maior que a velocidade que os elétrons se aproximam do mesmo campo magnético.

Se aplicarmos às equações (2.24) e (2.25) a energia dos elétrons 25 eV, dos íons 300 eV, e campo magnético de 150 Gauss tem-se o Raio de Larmor do íon igual a 180 cm, e do elétron 0,13 cm. Esse cálculo é utilizado para projetar o comprimento do canal de aceleração, assim como seus campos magnéticos. O comprimento do canal L é a porção que vai do ânodo até a abertura do canal na direção axial. Deve ser adotado um comprimento de canal L que não prenda os íons no campo magnético da parte final da câmara de exaustão. O objetivo é que seja permitida a exaustão dos íons, provocando o empuxo do propulsor. Portanto o comprimento L do canal deve ser

$$r_{L,eletrons} \ll L \ll r_{L,ions} \quad (2.30)$$

Alguma fração dos elétrons emitidos pelo cátodo ôco também deixam o propulsor com o feixe de plasma, neutralizando a carga existente fora do propulsor. A forma e os materiais presentes no canal da região de descarga, e o detalhamento do campo magnético determinam a performance do propulsor Hall.

O mecanismo de aceleração dos íons é feito pelo campo elétrico, e o empuxo é transferido dos íons para o corpo do propulsor através da Força de Lorentz (eletromagnética). A propulsão é considerada eletrostática e não eletromagnética.

A corrente produzida pelo efeito Hall ioniza o propelente, gás neutro, que foi injetado na região do ânodo. Íons e elétrons do gás ionizado (plasma) bombardeiam as paredes da câmara de aceleração e causam erosão do material dielétrico. A erosão das paredes internas do propulsor Hall é um dos principais fatores que determinam a vida-útil.

Capítulo 3

Erosão

A vida útil em propulsores Hall é principalmente delimitada pela erosão de componentes protegendo o circuito magnético da descarga de plasma. Depois de expostos os polos magnéticos, a degradação por aquecimento ocorre, afetando a intensidade do campo magnético e consequentemente performance do propulsor. Neste estudo, definimos o fim da vida útil do propulsor Hall tipo SPT quando ocorre o desgaste completo dos anéis dielétricos do canal de saída (figura 3.1).

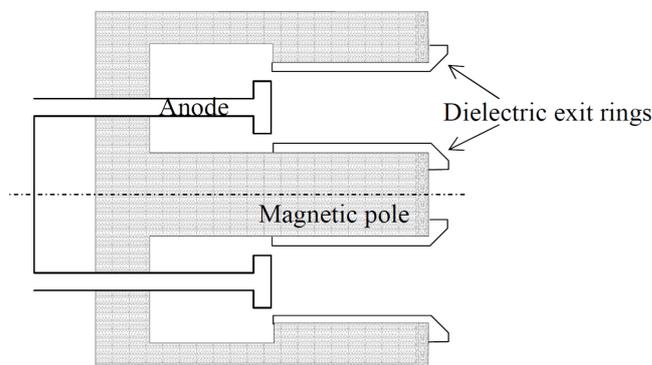


Figura 3.1: Anéis dielétricos do propulsor Hall [3].

A figura 3.2 mostra o resultado experimental de Absalamov [4]. Esse estudo é realizado em um propulsor SPT-100. Podemos observar que a maior parte da erosão acontece no final do canal de propulsão, e as paredes internas e externas apresentam diferentes perfis ao longo do tempo. A parede externa do propulsor se desgasta com maior rapidez no começo do funcionamento, porém a erosão das paredes possuem valores bem próximos e perfis similares.

A erosão das paredes dos propulsores é causada por inúmeros fatores. Um deles é a imperfeição dos campos elétrico e magnético. Essa condição implica em desvios do feixe de plasma. Os desvios fazem com que os íons entrem em colisão com as paredes dielétricas e causem um desgaste gradual. O desvio do fluxo de íons para as paredes do propulsor é reduzido quando há aumento das dimensões do propulsor. Observações feitas em propulsores SPT mostram que o aumento das dimensões do propulsor aumenta sua vida útil (vide tabela

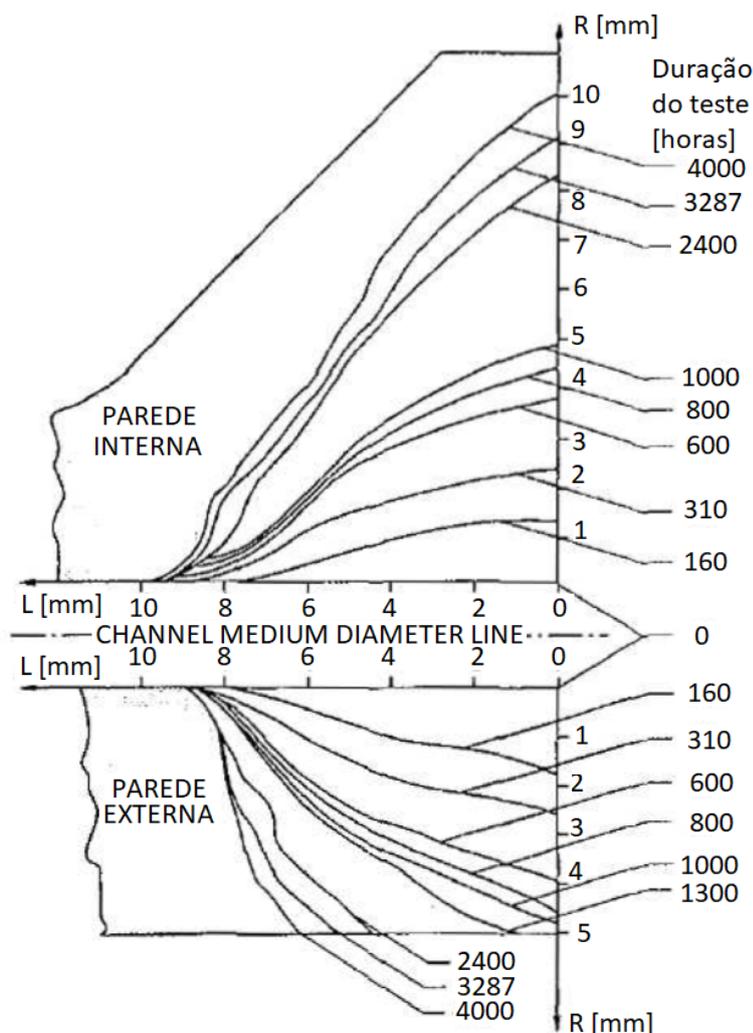


Figura 3.2: Desgaste das paredes internas do propulsor SPT-100 analisada experimentalmente, adaptada de Absalamov [4].

3.1).

Tabela 3.1: Vida útil da família de propulsores Fakel SPT. O número dos propulsores representa o seu diâmetro em mm [3].

Propulsor	SPT-35	SPT-50	SPT-70	SPT-100	SPT-140	SPT-200	SPT-280
Potência (W)	200	350	670	1350	2700	5400	11000
Vida Útil (h)	2500	3500	4900	7000	10000	15000	22000

Com a finalidade de prever a erosão de paredes do propulsor, pesquisadores desenvolveram os modelos teórico, semi-empírico, e computacionais. Todos os modelos existentes admitem que a taxa de erosão é uma função da energia dos íons, de seu ângulo de incidência, do fluxo de íons para a parede, e do material das paredes. As paredes dos propulsores neste estudo são de material cerâmico, Nitreto de Boro (BN). O desprendimento de material por erosão é conhecido como *sputtering*.

O modelo teórico proposto por Petrosov [21] faz uma simplificação que considera o coeficiente volumétrico de material desprendido dependente apenas da coordenada axial do canal de aceleração. Esse modelo prevê que o acumulado de partículas desprendidas é função logarítmica do tempo. Em propulsores reais, observa-se um momento inicial de grande taxa de erosão seguido de um período constante, onde a taxa de desgaste diminui e se estabiliza. Tal observação comprova a adequação do modelo logarítmico para o desprendimento de partículas.

O modelo computacional abordado neste estudo utiliza o método *particle-in-cell* (PIC) no espaço bidimensional para fornecer parâmetros de descarga do plasma. Esses dados serão utilizados para a análise do funcionamento dos propulsores e, conseqüentemente, previsão da erosão e vida útil.

3.1 Desprendimento de Material por Erosão

Como já exposto, o *sputtering* é o desprendimento de material por erosão. Ele ocorre em superfícies sólidas sob o bombardeio de partículas aceleradas, geralmente íons.

A quantidade de material produzida pelo processo de erosão é chamada de *sputter yield* (SY). Essa medida é representada pela quantidade de material desprendido dividido pela quantidade de íons incidentes, equação 3.1.

$$SY = \frac{\text{Quantidade de átomos BN}}{\text{Íons incidentes}} \quad (3.1)$$

Quando há choque entre o íon e a superfície da parede do propulsor, a energia é transferida à parede através de colisões entre seus átomos. São definidos três mecanismos de *sputtering* (figura 3.3). O primeiro é o direto, a partícula incidente desprende o átomo atingido no momento da colisão. O segundo é o indireto, onde o átomo atingido pelo íon incidente transfere a energia para um átomo vizinho fazendo com que esse último se desprenda. O terceiro mecanismo é o de cascata, o átomo atingido pelo íon incidente transmite a energia de colisão ao átomo vizinho, que por sua vez transmite a outro átomo vizinho e assim em diante até que um dos átomos da superfície se desprende [22]. A forma com que o *sputtering* acontece depende do íon da colisão (Xenônio ou Argônio), da energia e ângulo de incidência, da estrutura do material da superfície (h-BN, r-BN), da energia de ligação dos átomos da superfície, e de sua morfologia. Os mecanismos podem ocorrer de forma singular ou concomitante, portanto o fator SY representa o desprendimento líquido.

O estudo feito por Cheng [3] apresenta cinco pontos das tendências de desprendimento relevantes para propulsores Hall.

O SY aumenta de acordo com a energia na faixa de 10 a 100 keV. Acima dessa faixa o

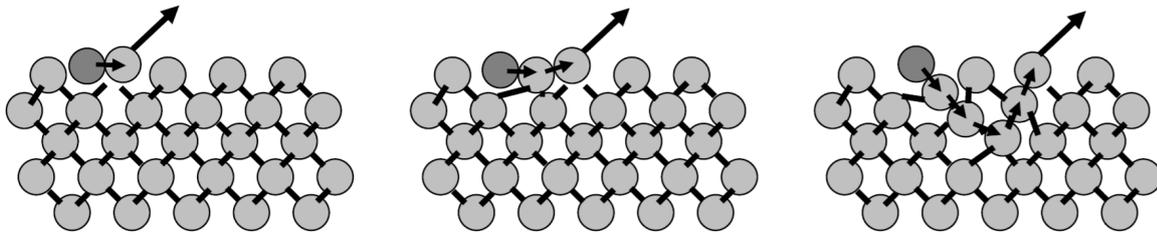


Figura 3.3: Mecanismos de transferência de energia durante o *sputtering*. Regime direto, indireto, e em cascata. O átomo incidente é representado em cinza escuro.

SY diminui pois os íons penetram profundamente no material sem transferir sua energia pela superfície. Propulsores Hall operam em 300V. Para um plasma com íons de carga unitária (Xe^+), sua energia máxima seria de 300eV, carga binária (Xe^{++}) 600eV. Como são operados muito abaixo da faixa citada, observa-se que maior energia gera maior SY.

A energia mínima de erosão E_{th} determina o limite abaixo do qual o desprendimento de partículas cessa. Experimentos realizados para estudar a E_{th} apresentam apenas valores aproximados, o que é um problema dado que a energia de colisão de íons com a superfície em propulsores Hall é próxima à mínima.

O SY é função do ângulo de incidência do íon θ_i . Uma incidência normal a superfície apresenta $\theta_i = 0^\circ$ e paralela $\theta_i = 90^\circ$. O SY é diretamente proporcional para $0^\circ < \theta_i \approx 75^\circ$, pois a medida que θ aumenta, a profundidade de penetração diminui, fazendo com que exista maior energia para o desprendimento de partículas superficiais. O SY é inversamente proporcional para $75^\circ \approx \theta_i < 90^\circ$, pois a medida que θ aumenta, a eficiência de transferência de energia para átomos superficiais diminui.

O SY está relacionado à temperatura do material atingido, e ao perfil da superfície. Quanto maior o dano da superfície menor o SY. Caso a temperatura aumente muito ($\approx 30\%$ do ponto de fusão) a superfície reduz sua rugosidade, aumentando o SY.

Em geral, o SY é inversamente proporcional à energia de ligação dos átomos da parede e à massa de seus átomos. Porém, em propulsores Hall é observado o *sputtering* do elemento mais próximo em massa do íon incidente. Isso ocorre, pois a superfície é composta por mais de um elemento, Boro e Nitrogênio.

3.2 *Sputtering* de BN

O Nitreto de Boro (BN) é o material que compõe as paredes dos propulsores Hall do tipo SPT. Ele possui boa resistência mecânica, resistência ao choque térmico e baixa taxa de erosão comparado a outros materiais dielétricos. Os resultados apresentados nesse estudo serão em relação a estrutura química hexagonal do BN (h-BN) de densidade $2,28 \text{ g/cm}^3$. A massa da molécula de BN é de $24,82 \text{ g/mol}$. Estudos mostram que a estrutura romboédrica

r-BN gera maior SY que h-BN.

3.2.1 Características do Material Desprendido

Em situações onde a parede de BN é atingida por Xenônio, estudos experimentais Zhang [23] mostram que existe maior tendência ao desprendimento de átomos de Boro. Shutthanandan [24] mostra que o aumento de energia de colisão dos íons de Xenônio fez com que houvesse aumento desprendimento do isótopo mais leve do Boro e diminuição do mais pesado. Ele conclui que caso a massa do íon seja muito superior à massa do átomo atingido (Xenônio e Boro), haverá o desprendimento de isótopos mais pesados quando forem utilizadas baixas energias de colisão; e justifica mostrando que a tendência é o íon ter baixa penetração na estrutura química da parede, causando o desprendimento nos regimes direto e indireto, pois a energia de colisão não é bem distribuída e a probabilidade do íon mais pesado absorver mais energia é maior. Caso o íon tivesse menor massa (Argônio), ele teria maior penetração na estrutura do cristal h-BN e o regime em cascata seria predominante. Portanto, haveria maior desprendimento do isótopo mais leve. Mas assim que há aumento da energia do Argônio há aumento do desprendimento do isótopo mais pesado, comportamento semelhante ao do Xenônio, Franke [25].

Observa-se que geralmente é o átomo mais leve que tende a se desprender, Boro. Porém, para baixas energias de colisão e elevados ângulos de incidência, a tendência é que exista um desprendimento do átomo mais pesado, Nitrogênio. Estudos feitos por Garnier [26] mostram a baixa variação na razão de Boro e Nitrogênio desprendidos das paredes de propulsores Hall. O programa utilizado neste estudo não faz distinção entre átomos de Boro e Nitrogênio quando analisada a erosão do canal, portanto admite-se que ocorre o desprendimento proporcional entre ambos.

3.2.2 Relação Entre Temperatura e *Sputtering*

A influência da temperatura no desgaste de BN não é completamente tratada na literatura, porém existem estudos sobre cerâmicas de *Borosil* (BNSiO_2). Esse é o material cerâmico mais utilizado em propulsores SPT-100. A figura 3.4 mostra a quantidade de *Borosil* produzida pela colisão de íons de Xenônio com energia de 300eV. Observa-se que o processo de erosão possui um grande aumento em temperaturas de 600°C, mas abaixo desse valor se mantém aproximadamente constante.

A figura 3.5 mostra um exemplo de propulsor Hall com potência nominal de 1kW e voltagem de descarga de 300V, o que faz com que um íons singularmente carregados possuam energia de 300eV. Nota-se que a temperatura máxima se encontra na parede interna do propulsor, e seu valor é de 703.57K (430.57°C). Neste estudo os propulsores possuem

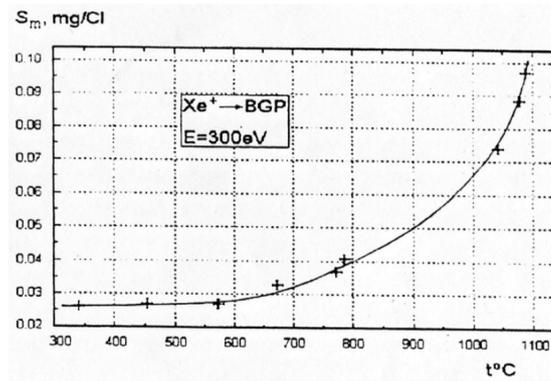


Figura 3.4: *Sputtering* de BNSiO₂ pela colisão de íons de Xenônio com energia de 300eV [3].

comportamento próximo ao apresentado na figura 3.5, portanto podemos assumir que a taxa de erosão é constante mesmo com a variação da temperatura.

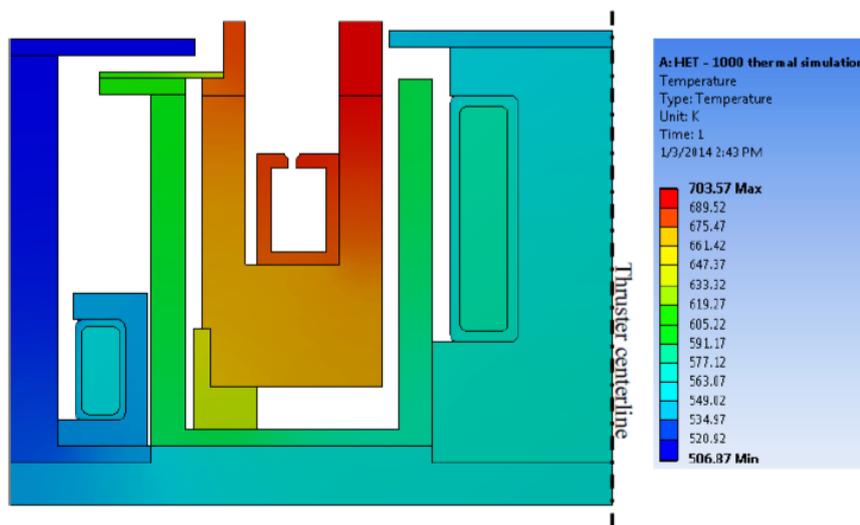


Figura 3.5: Caracterização térmica de um propulsor Hall [5].

3.3 Modelo de SY

O software aplicado neste estudo é proprietário, portanto não possuímos acesso a todas as equações utilizadas. Nota-se, porém, que o VSim possui características comuns a todos os modelos computacionais. Além disso, é mostrado nas referências do manual do programa que parte das equações do software se baseiam nas equações empíricas de Yamamura [27], [28]. Elas fazem o cálculo do SY levando em consideração o SY Normal, e o Angular. As equações de Yamamura possuem constantes que dependem do material da parede, porém são aplicadas em casos de colisões em sólidos monoatômicos. Como já discutido, as paredes do propulsor Hall são constituídas de Nitrogênio e Boro.

No estudo feito por Cheng [3], é criado um modelo baseado em Yamamura que calcula

erosão, vida-útil, e energia mínima de desprendimento para colisões entre Xenônio e BN. Acredita-se que o VSim também utilize essa metodologia para estimar o valor de SY da erosão. A equação 3.2 prevê o SY normal ao plano da superfície.

$$Y_n = 0,042 \frac{Q(Z_2)\alpha * (M_2/M_1)}{U_s} \frac{S_n(E)}{1 + \Gamma k_e \epsilon^{0,3}} \left[1 - \sqrt{\frac{E_{th}}{E}}\right]^{2,5} \quad (3.2)$$

onde E é a energia em eV, E_{th} é a energia mínima de desprendimento em eV, $Q(Z_2)$, $\alpha * (M_2/M_1)$, U_s , Γ e k_e são constantes da combinação projétil-alvo. ϵ é a energia reduzida e é linear em E em uma dada combinação projétil-alvo. $S_n(E)$ é definido pela expressão analítica baseada no potencial de Thomas-Fermi.

$$S_n^{TF}(\epsilon) = \frac{3,441\sqrt{\epsilon} \ln(\epsilon + 2,718)}{1 + 6,355\sqrt{\epsilon} + \epsilon(6,882\sqrt{\epsilon} - 1,708)} \quad (3.3)$$

A equação 3.4 representa o cálculo para o SY com ângulo incidente diferente de zero.

$$Y_\theta(Y_n, E, \theta_i) = Y_n * \cos^{-f(1+2,5 \frac{aE^{-1/2}}{1-aE^{-1/2}})}(\theta_i) * e^{-\Sigma(\frac{1}{\cos(\theta_i)} - 1)} \quad (3.4)$$

onde Y_n é o SY normal, E é a energia de incidência em eV, e θ o ângulo de incidência. a , f e Σ são parâmetros de ajuste de dados experimentais. Para o caso de Xenônio colidindo com BN [3] seus valores são $a = -3,63786$, $f = 5,97563$ e $\Sigma = 1,41355$.

Capítulo 4

Modelo Computacional

4.1 Algoritmo Particle-in-Cell (PIC)

O método *particle-in-cell* é uma técnica utilizada para resolver certo tipo de equações diferenciais parciais, como as equações de Maxwell, de maneira auto consistente. Nelas os campos elétricos e magnéticos são calculados usando informações das partículas, e suas posições e velocidades são obtidas através dos campos elétricos e magnéticos [29].

A equação diferencial parcial de Poisson é utilizada para descrever o potencial elétrico gerado por uma carga, ou distribuição de densidade de carga. Conhecido o potencial, pode-se calcular o campo elétrico.

O algoritmo pode ser utilizado para simular todos processos de plasma sem colisão. Serve para verificar relações linearizadas de dispersão de plasmas, pode ser usado na dinâmica de plasmas em fases não lineares. Porém, possuem limitada relação sinal-ruído e resolução espacial de densidade [30].

Com o objetivo de simular o plasma incluindo as colisões, é utilizado o modelo Monte Carlo de Colisões (MCC). Os principais fatores que controlam o movimento de partículas individuais no plasma são os campos elétricos e magnéticos, e as colisões entre partículas. O método MCC (*Monte Carlo Collisions*) pode ser associado ao método PIC em um algoritmo PIC-MCC. O MCC analisa todas as partículas dadas testando-as para colisão. Se uma colisão ocorre, ele aplica a ação apropriada. A diferença entre MCC e Simulação Direta Monte Carlo (DSMC) é que, no primeiro, as colisões são de partículas com nuvem de partículas, no segundo as colisões são de partículas com partículas. No DSMC as duas partículas são reais da simulação. Isso permite que o método conserve energia e momento em uma colisão. Já no MCC não há partícula atingida, e a energia não se conserva, a não ser que haja uma ajuste na população de partículas da simulação.

A densidade de partículas atingidas é maior, em ordem de magnitude, do que a densidade das partículas em movimento. Como a frequência de colisão não é tão elevada, é prudente

assumir que as partículas atingidas são afetadas pelas colisões em uma escala tão pequena que podem ser ignoradas. O benefício de utilizar MCC ao invés de DSMC é que o MCC é mais simples de se implementar e também possui tempo de simulação muito menor, dada a falta da necessidade de se escolher pares de partículas a cada colisão.

4.1.1 Algoritmo

Estes são os passos realizados pelo método *particle-in-cell* nas simulações deste estudo:

1. Inicializa a distribuição espacial de fases do plasma:
 - (a) Posiciona partículas no espaço de acordo com a distribuição linear da densidade do gás neutro e alimentação de elétrons feitas pelo cátodo.
 - (b) Inicializa as velocidades das partículas com valores aleatórios.
2. Inicializa o campo elétrico E, e magnético B, já pré estabelecido na simulação.
3. A partir dos campos E e B calcula a aceleração das partículas.
4. Obtém as novas velocidades e posições das partículas.
5. Atualiza o número de partículas nos nós.
6. Executa as Colisões Monte Carlo.
7. A partir das novas posições e velocidades calcula a equação de Poisson do potencial elétrico e as equações de Maxwell obtendo novos valores de E.
8. Repete a sequência a partir do passo 3 até que seja atingido o número limite de incrementos de tempo.

A figura 4.1 mostra um diagrama de fluxo que descreve o algoritmo.

As equações de campo e de Maxwell apresentam caráter contínuo: $B(x,t)$, $E(x,t)$. Numericamente é necessária a substituição desses valores pelas suas soluções discretas. Portanto, $x \rightarrow j\Delta_x$, $t \rightarrow j\Delta_t$ e

$$\frac{\partial f(x)}{\partial x} \rightarrow \frac{f[(j+1)\Delta_x] - f[j\Delta_x]}{\Delta_x} \quad (4.1)$$

Utilizando os princípios do PIC como solução, fazemos a substituição da distribuição de probabilidades por fases de elementos espaciais

$$f(x, v, t) \rightarrow \sum_{i=1}^N S(x - x_i) \delta(v - v_i) \quad (4.2)$$

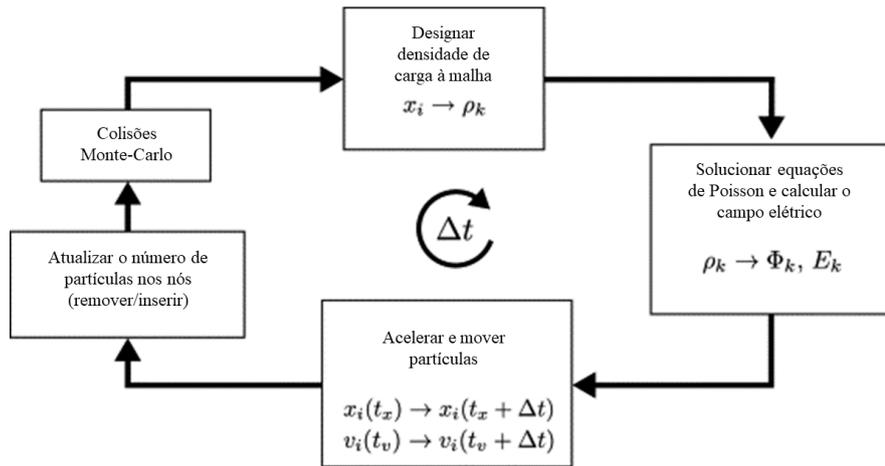


Figura 4.1: Fluxograma do algoritmo PIC [6]

onde $S(x)$ é uma função de forma. Esse passo substitui a função de probabilidade espacial por chamadas partículas computacionais.

Nota-se que se os pesos das partículas forem iguais, a representação estatística do plasma com velocidades próximas à média é boa. Porém, a representação é ruim caso $|v - \bar{v}| \geq 2v_t$, em uma distribuição de Maxwell com $\exp(-\frac{(v-\bar{v})^2}{2v_t^2})$.

A interação partícula-malha se dá da seguinte forma (figura 4.2): São definidos os nós dos campos na malha; as partículas se movem em suas trajetórias "contínuas"; as partículas interagem com a malha através da densidade ρ e da corrente J ; a malha interage com as partículas através de E e B .

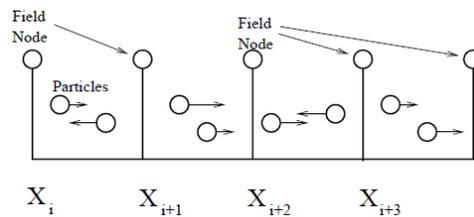


Figura 4.2: Representação da interação dos nós da malha de campo com as partículas

Deve ser especificado o método de interpolação, portanto: Se um elétron estiver localizado entre as células i e $i+1$ com as posições X_i e X_{i+1} ele possui distância de $D1$ de X_i e $D2$ de X_{i+1} . Sendo assim, o elétron de carga Q é designado aos nós da malha i e $i+1$: $C_i = f_1(D1, D2)$ e $C_{i+1} = f_2(D1, D2)$.

Por exemplo, figura 4.3 : $C_i = Q D2$ e $C_{i+1} = Q D1$ se $(X_{i+1} - X_i) = 1$.

Calcula-se o potencial Φ com $\nabla^2 \Phi = -\rho/\epsilon_0$ de $\rho_i \sim C_i$ e $\rho_{i+1} \sim C_{i+1}$. Lembrando que a variação no potencial eletrostático gera um campo elétrico, temos a equação $E = -\nabla \Phi$. Interpola-se E com a posição da partícula: $E(x) = D2 \cdot E(x_i) + D1 \cdot E(x_{i+1})$ encontrando assim o valor do campo elétrico.

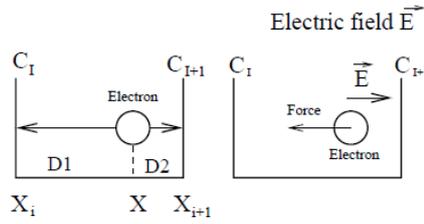


Figura 4.3: Representação da interpolação da posição de uma carga Q na malha.

As limitações são relacionadas a discretização do campo. Erros ocorrem quando o intervalo espacial ∇_x tem valor próximo ao comprimento de Debye; quando é utilizado pequeno incremento de tempo Δ_t ; e quando as partículas apresentam baixas velocidades.

4.2 Modelagem do Propulsor

O modelo cinético 2D axissimétrico *particle-in-cell* da dinâmica de elétrons, átomos de Xenônio, ou Argônio, e seus íons é desenvolvido para propulsores Hall (vide figura 4.5). A dispersão de cargas e neutros, o processo de excitação, e a ionização são modelados pelo método de Colisões Monte Carlo (MCC). A interação da descarga de plasma com as paredes cerâmicas levam à recombinação do plasma, perda de energia, desprendimento de elétron secundário e desprendimento de material BN. Esses fenômenos são inclusos na modelagem por abordagens diferentes.

A distribuição de densidade de gás neutro n dentro do canal de aceleração é constante na direção radial, $r_i < r < r_f$. A distribuição do gás decresce linearmente na direção axial com um valor máximo n_0 no ânodo, zero no final do canal, e continua zero por toda a parte da região de saída.

$$n(z) = \begin{cases} n_0(1 - \frac{z}{L}), & 0 < z \leq L, \\ 0, & \text{caso contrário.} \end{cases} \quad (4.3)$$

onde L é o comprimento do canal de aceleração.

O potencial eletrostático ϕ é definido como um valor constante no limite do ânodo, figura 4.5, depende da condição arbitrária de funcionamento do propulsor, e utiliza condições de contorno de Dirichlet. O potencial eletrostático é resolvido de forma auto-consistente a partir da equação de Poisson. Já o campo magnético é précomputado como segue.

$$\mathbf{B}(z, r) = \begin{cases} B_0 \exp\left(-16 \left(\frac{z-z_c}{z_c}\right)^2\right) \hat{\mathbf{r}}, & r_i < r < r_f, \\ 0, & \text{caso contrário.} \end{cases} \quad (4.4)$$

Onde B_0 representa o valor máximo do módulo do campo magnético, $\hat{\mathbf{r}}$ é o vetor unitário

radial, r_i é o comprimento da parede interna na direção vertical e r_f é o comprimento da parede externa na direção vertical. O campo magnético resultante é mostrado na figura 4.4. Um modelo realístico deveria incluir a componente axial de \mathbf{B} , ainda assim, esse modelo simplificado captura as características essenciais do campo magnético. Uma dessas características é a forma com que o campo magnético aumenta sua intensidade próximo ao final do canal de aceleração, fator de grande importância no efeito Hall. O módulo do campo magnético possui valor máximo no final do canal, esse valor varia de acordo com o dispositivo Hall.

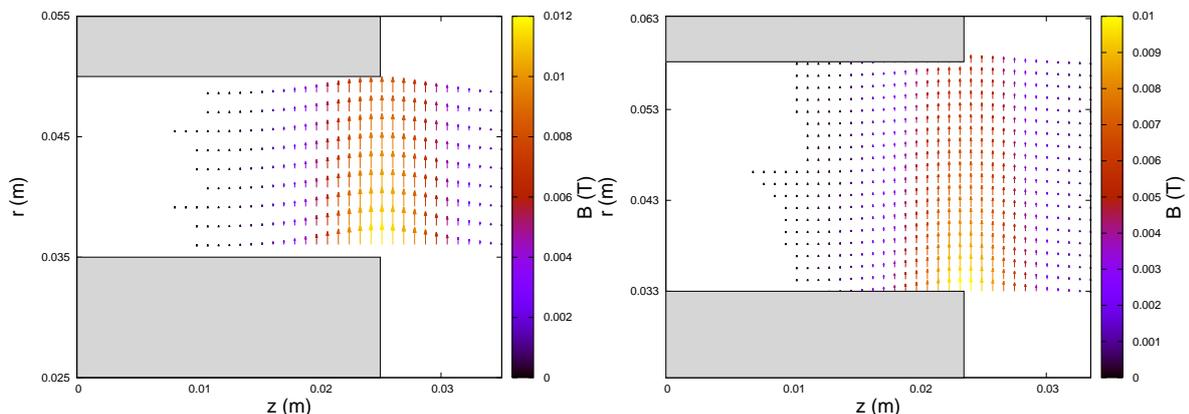


Figura 4.4: Vetores do campo magnético $\mathbf{B}(r, z)$ da simulação dos propulsores. Os tamanhos dos vetores são proporcionais aos seus módulos, que também são representados pela escala de cores. À esquerda SPT-100, à direita PHall IIc.

O programa possui várias características adicionais, entre elas, é possível definir um modelo relativístico, dimensionalmente arbitrário, de plasma híbrido e com código de simulação de feixes. O VSim consiste em dois grandes componentes: Vorpal, que é o mecanismo computacional, e o VSimComposer, que é a interface gráfica de usuário.

4.3 Programa VSim

Para a execução das simulações dos propulsores deste estudo, será utilizado o software VSim, desenvolvido pela empresa Tech-X. O programa inclui um módulo para simulação de um propulsor Hall genérico usando uma geometria axissimétrica em duas dimensões, figura 4.5.

O VSim foi desenvolvido para simulações eletromagnéticas, eletrostáticas e de plasmas na presença de materiais dielétricos, magnéticos e metálicos. Ele aplica o método de *cut cells* para gerar a malha da simulação. As *cut cells* definem os limites de campos e partículas desalinhados ou conformados. O método de Diferenças Finitas no Domínio de Tempo (FDTD) e as condições de contorno de *cut cells* permitem que o VSim execute o cálculo das equações de Maxwell.

Soluções auto-consistentes na presença de partículas carregadas são realizadas pelo

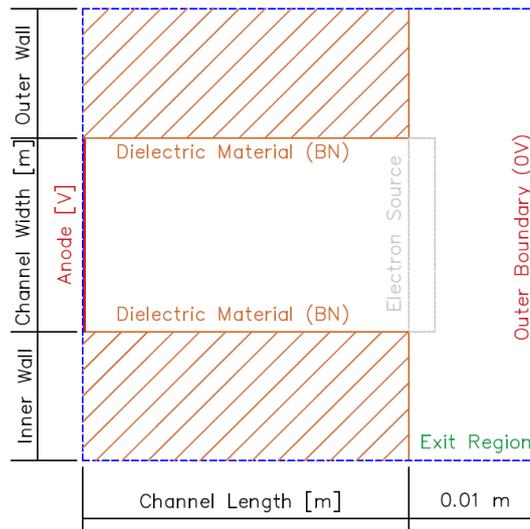


Figura 4.5: Modelo 2D de simulação.

VSim utilizando o método *particle-in-cell* (PIC) e de fluidos de cargas. Segundo o manual do programa, ele segue um procedimento semelhante ao aplicado por Taccogna et al. (2005). É utilizado o algoritmo *particle-in-cell* sem manipulação da relação de massa, nem da permissividade do vácuo, e aplicado um fator de escala para acelerar a velocidade de simulação.

O VSimComposer proporciona uma interface que permite ao usuário editar e validar os dados de entrada, executar a simulação, e visualizar seus resultados utilizando o de visualização VisIt embutido no VSimComposer.

Ele também permite ao usuário editar arquivos de entrada com editores de texto, reproduzir cálculos com o mecanismo Vorpal e então executar a visualização dos dados com ferramentas escolhidas pelo usuário.

O modelo cinético de plasmas é baseado no algoritmo PIC nos limites eletomagnéticos e eletrostáticos. Para simulações eletrostáticas, como é o caso do propulsor SPT-100 e do PHALL IIc, o mecanismo computacional do VSim (Vorpal) resolve a equação de Poisson a cada incremento de tempo (*timestep*) baseado na distribuição instantânea de carga.

As estruturas embutidas no aplicativo VSim podem ser arbitrariamente moldadas e podem definir a localização de condutores, absorvedores de carga, refletores, e outros objetos geométricos.

4.4 Simulação de Propulsores Elétricos

4.4.1 Modelo Proposto por Taccogna

O estudo feito por Taccogna [9] utiliza o modelo bidimensional e axissimétrico aplicado ao canal de aceleração de um propulsor Hall SPT-100. O estudo tem o objetivo de tornar a simulação mais rápida utilizando uma escala geométrica sem modificar as propriedades físicas do plasma, sem fazer uma relação artificial de massa elétron-íon, ou uma manipulação da permissividade do vácuo. Ele utiliza esse fator de escala geométrica, no caso 1/50, do canal de propulsão, mantendo as variáveis adimensionais constantes. A tabela 4.1 mostra a relação entre as variáveis do sistema real e as variáveis depois de aplicar a lei de escala com o fator ζ .

Tabela 4.1: Parâmetros modificados pelo fator de escala [9].

Comprimento	$L^* = \zeta L$
Potencial elétrico	$V^* = V$
Campo Magnético	$B^* = B/\zeta$
Taxa de fluxo de massa	$\dot{m}^* = \zeta \dot{m}$
Corrente	$I^* = \zeta I$
Campo elétrico	$E^* = E/\zeta$
Densidade numérica	$n^* = n/\zeta$
Temperatura	$T^* = T$
Empuxo	$T^* = \zeta T$
Impulso específico	$I^* = I$
Eficiência	$\eta^* = \eta$

Os resultados do estudo apresentam uma divisão da câmara de propulsão em três regiões. A primeira é próxima ao ânodo, que apresenta uma bainha de aproximadamente 20 volts que cria um fluxo reverso de íons. A segunda é uma região de ionização, e a terceira uma região de aceleração. Próximas às paredes da câmara, se formam outras bainhas. Nelas, há uma queda de potencial do ânodo para a saída do canal.

Esse modelo gera um perfil bem definido do fluxo de plasma dentro do canal de propulsão. Ele também confirma a existência da bainha do ânodo com o fluxo reverso de íons, a separação entre as regiões de aceleração e de ionização por um ponto de transição, e o fluxo de íons atingindo as paredes da câmara de propulsão.

4.4.2 Modelo Proposto por Cho

Cho [31] apresenta um estudo da erosão das paredes do propulsor Hall, onde predominam as bainhas iônicas. O modelo utilizado, similar ao Taccogna, é o *particle-in-cell* Monte

Carlo, PIC-MCC, bidimensional para a simulação de descarga e vida-útil do propulsor. Porém, Cho faz uso da técnica de manipulação da relação de massa e da solução de campo semi-implícita para acelerar o tempo de computação. É importante salientar que Cho não faz nenhuma manipulação de permissividade, nem altera a escala geométrica, mas propõe um modelo de recuperação dos dados físicos para a manipulação da relação de massa.

Aplicada em diferentes condições de operação, essa abordagem sobre a simulação apresentou resultados condizentes com as medições realizadas. A discrepância entre a simulação computacional e medição experimental foi tipicamente menor que 10%.

Cho também apresenta em seu estudo que a metodologia usada por Taccogna pode causar irreversíveis mudanças na física do modelo especialmente se várias manipulações foram aplicadas ao mesmo tempo.

4.5 Simulação Propulsor Hall

O arquivo de entrada para a simulação do propulsor PHALL permite ao usuário inserir vários dados de caráter arbitrário, são eles:

1. Dimensões: comprimento, raio interno e externo do cilindro, espessura das paredes dielétricas internas e externas, comprimento da região de descarga.
2. Parâmetros físicos: voltagens do ânodo e do cátodo, corrente de emissão do cátodo, energia emitida pelos elétrons, módulo do campo magnético radial, número de densidade de deutera.
3. Resolução: número de células em cada direção.
4. Fator de redução: fator de escala geométrica pelo qual as dimensões da simulação são escalonadas.

4.5.1 Dados de Entrada SPT-100 e PHALL IIc

Os dados de entrada para simulação dos propulsores estudados são descritos na tabela 4.2. O SPT-100 está com os valores padrão de simulação, enquanto o PHALL IIc segue os valores estudados no experimento de Ferreira [8].

Após a entrada desses dados, o programa faz uma validação e retorna o valor do incremento de tempo. Para o SPT-100 o *timestep* é de $372,5184343431 \times 10^{-15}$ s, e para o PHALL IIc o *timestep* é de $545,80994882 \times 10^{-15}$ s.

Tabela 4.2: Parâmetros de entrada dos propulsores nas simulações.

Propulsor	SPT-100	PHALL IIc
Numero de Dimensões	2	2
Comprimento do canal [m]	0,025	0,0235
Largura do canal [m]	0,015	0,025125
Comprimento da região de saída [m]	0,01	0,01
Ânodo [V]	300,0	105,5
Cátodo [V]	0,0	0,0
Corrente de emissão	4,5	4,46
Energia inicial dos elétrons [eV]	25,0	5,61
Campo magnético radial máximo [T]	120×10^{-4}	100×10^{-4}
Concentração máxima de gás Xenônio [m^{-3}]	10^{21}	10^{21}
Resolução axial da malha	128	128
Resolução radial da malha	80	80
Fator geométrico	50	50
Fator de tempo	1	1

4.5.2 Computador Utilizado

Para a execução de códigos serão utilizados recursos do Laboratório de Simulação de Plasmas e Propulsão Espacial do Instituto de Física da Universidade de Brasília (LaSPPE-IF-UnB). O código roda em paralelo usando a livreria MPI. A máquina que fará o processamento das simulações é uma estação de trabalho Dell Thinkstation D30 com processador Xeon de oito núcleos e 128 GB de memória RAM.

Capítulo 5

Resultados

No começo da simulação é definida a distribuição de gás e são introduzidos elétrons através da região de saída, mostrada na figura 4.5. Os elétrons são inicialmente concentrados no final do canal de aceleração devido ao campo magnético, e ionizam o gás neutro através das Colisões Monte Carlo. A nuvem de elétrons se espalha em direção ao ânodo e a produção de íons aumenta devida a elevada densidade de gás próxima ao ânodo. Os íons são então acelerados em direção a região de saída pelo potencial eletrostático. Esses processos descrevem o comportamento inicial das simulações do SPT-100 e do PHall IIc, e reproduzem a característica transiente de inicialização dos propulsores Hall. Após a fase de inicialização, os propulsores entram em um estado estacionário de funcionamento, onde apresentam baixas variações em seus parâmetros de operação.

Os cálculos e gráficos comparativos apresentados neste capítulo são realizados para o mesmo tempo de funcionamento. Para o SPT-100, com Xenônio ou Argônio, o tempo considerado é de 338000 *timesteps*, enquanto para o PHall IIc, com Xenônio ou Argônio, consideramos 230000 *timesteps*. Os dois tempos em *timesteps* equivalem aproximadamente ao tempo de $1,26 \times 10^{-7}$ em segundos. A simulação numérica feita no VSim de um propulsor Hall utilizando certo tipo de gás tem duração média de 7 dias.

Calcula-se a potência de operação do SPT-100 como sendo $300 \text{ V} \times 4,5 \text{ A} = 1350 \text{ W}$, enquanto a potência de operação do PHall IIc é $105,5 \text{ V} \times 4,46 \text{ A} = 470,53 \text{ W}$, aproximadamente 34,8% da potência do SPT-100.

5.1 Resultados das Simulações com Argônio

Nesta seção serão apresentados os resultados das simulações dos propulsores SPT-100 e PHall IIc com a utilização do gás Argônio.

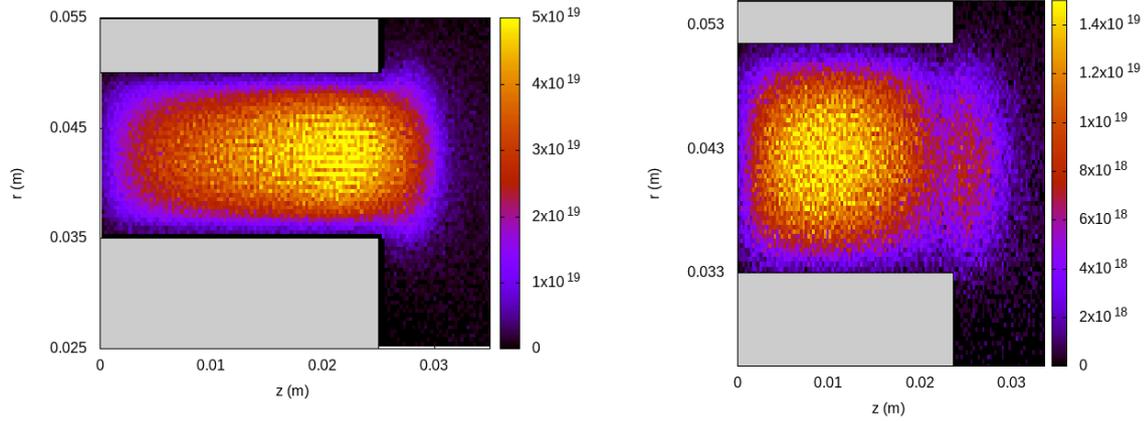


Figura 5.1: Distribuição de densidade de íons de Argônio nos propulsores. À esquerda SPT-100, à direita PHall IIc.

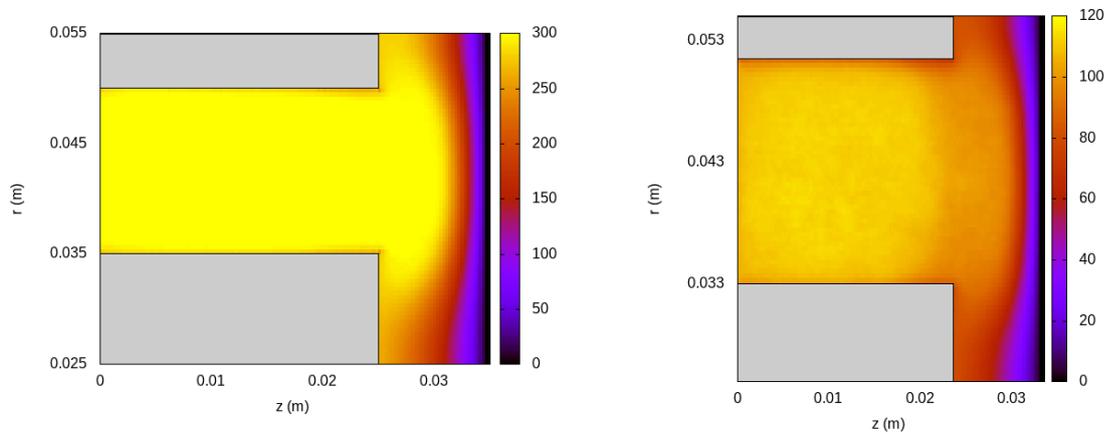


Figura 5.2: Potencial eletrostático ϕ dos propulsores utilizando o gás Argônio. À esquerda SPT-100, à direita PHall IIc.

5.1.1 Funcionamento

A figura 5.1 mostra a distribuição de densidade de íons estacionária no domínio das simulações do SPT-100 e PHall IIc. Para os dois propulsores, a maior parte dos íons está localizada no interior da região de aceleração, exceto na região próxima às paredes, devido a formação de bainhas de plasma.

A figura 5.2 mostra o potencial eletrostático estacionário no domínio das simulações do SPT-100 e PHall IIc. O perfil espacial do potencial dos propulsores é similar, porém o valor máximo de ϕ no SPT-100 é maior que no PHall IIc. Isso é consequência do maior potencial aplicado ao ânodo (Tabela 4.2).

5.1.2 Parâmetros dos Propulsores

O fluxo de íons pode ser examinado em detalhe fazendo o gráfico da componente axial z da velocidade v_z dos íons em função de z . O gráfico de espalhamento resultante nos

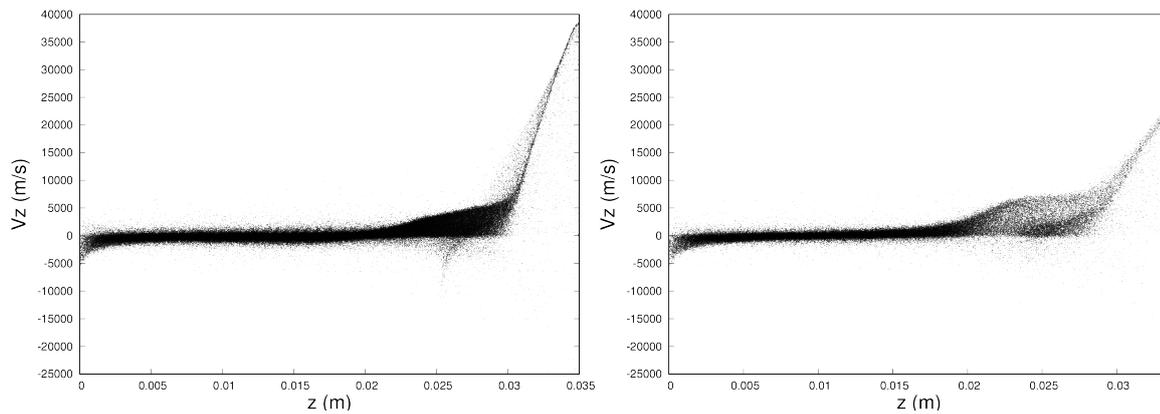


Figura 5.3: Velocidade axial V_z de Ar^+ como função da posição axial z . À esquerda SPT-100, à direita PHall IIc.

permite identificar três regiões distintas de fluxo de íons. Próximo ao ânodo ($z = 0$) uma quantidade de partículas possui velocidade negativa, o que indica que há um fluxo reverso de íons em direção ao ânodo, característica comum aos propulsores Hall [9]. Essa região é chamada de região de difusão, devida a baixa intensidade do campo magnético. No interior do canal ($0,005 < z < 0,025$ para o SPT-100; e $0,005 < z < 0,0235$ para o PHall IIc) os valores da componente axial da velocidade apresentam flutuações em torno de zero $v_z = 0$, caracterizando a região de ionização. Na região de saída dos propulsores há clara mudança de regime, no qual v_z mostra uma tendência com taxa positiva devida à aceleração gerada pelo potencial eletrostático. Esses resultados confirmam que a estrutura interna do fluxo de íons do PHall IIc é similar ao SPT-100, porém com menor aceleração iônica.

Estimam-se o Empuxo e o Impulso Específico a partir dos resultados numéricos da velocidade iônica v_z ao final da região de saída. Como os íons possuem massa muito superior a dos elétrons, e apresentam velocidade muito maior que a das partículas neutras de gás na região de saída, o Empuxo e o Impulso Específico são calculados em função do comportamento dos íons.

Calculam-se T e I_{sp} utilizando as equações expostas em 1.3.1 e 1.3.2. O cálculo do I_{sp} utiliza as mesmas correções da tabela 1.4. Já a equação do empuxo T é modificada para a seguinte.

$$T = \dot{m}_i v_i = \frac{N_p m_i v_i}{\Delta t} \quad (5.1)$$

onde N_p é o número de partículas reais representadas por uma superpartícula na simulação (10^5), m_i é a massa dos íons acelerados, v_i a velocidade dos íons. Os valores de velocidade de exaustão dos íons é considerado apenas na componente axial z , por ser ela a principal atuante no movimento do propulsor. A velocidade média de exaustão é computada selecionando as partículas presentes no intervalo entre o final da região de saída (representada como *Outer*

Boundary na figura 4.5) até uma distância de 0,5 mm. Os resultados são apresentados na tabela 5.1.

Tabela 5.1: Valores de T e Isp calculados para o funcionamento dos propulsores com gás Argônio.

	SPT-100	PHall IIc
Empuxo [mN]	24,9	10,0
Impulso Específico [s]	2462	1451

A tabela 5.1 indica que o Empuxo e o Impulso Específico do PHall IIc são menores que os do SPT-100. O valor calculado de Empuxo do PHall IIc é menor que o valor esperado de 41,39 mN proveniente de resultados experimentais [8]. Como a região de saída no domínio computacional possui comprimento relativamente curto (1 cm), o valor de T calculado por esse método pode ser subestimado [31]. O valor calculado de Isp do PHall IIc é menor que o valor esperado de 2286,22 s tratado por Ferreira [8]. A diferença entre SPT-100 e PHall IIc era esperada já que o PHall IIc opera com menor potência.

5.1.3 Erosão

O acumulado da quantidade de material desprendido das paredes dos propulsores ao longo do tempo é apresentado na figura 5.4. Foi apresentado no capítulo 3 que há um modelo no qual a erosão apresenta uma curva logarítmica em função do tempo. Os gráficos da simulação mostram que há um comportamento exponencial transiente, e um comportamento linear estacionário. Portanto, fazer uma extrapolação linear para estimar o número de partículas desprendidas em um tempo futuro se torna viável.

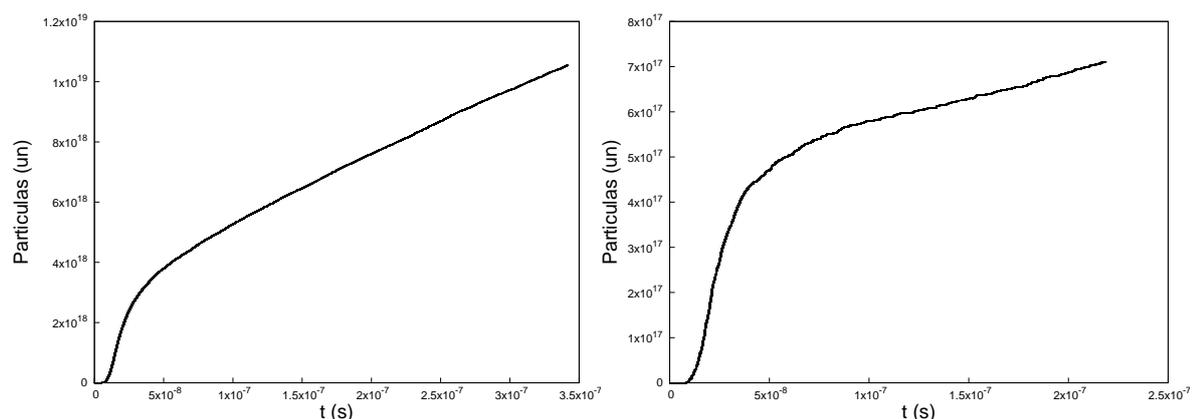


Figura 5.4: Número de partículas BN desprendidas nos propulsores com gás Argônio. À esquerda SPT-100, à direita PHall IIc.

Calcula-se a equação das retas a partir de uma simples regressão linear. As retas para cada simulação são apresentadas na tabela 5.2 para t em unidade de *timesteps*. Para o propulsor

SPT-100 foram utilizados os pontos a partir de 240000 *timesteps*, e para o PHall IIc os pontos a partir de 200000 *timesteps*. O coeficiente angular dos ajustes representa a taxa de erosão dos propulsores. Observamos que o SPT-100 possui maior taxa que o PHall IIc.

Tabela 5.2: Equações das regressões das retas para o funcionamento com gás Argônio e t em *timesteps*.

SPT-100	PHall IIc
$y = 0,0082 t + 5132,8$	$y = 0,0006 t + 584,71$

O software VSIM simula o desprendimento de partículas BN das paredes do propulsor devido à colisão de íons com as paredes, mas não calcula o perfil das paredes resultante dessa erosão. Para prever a erosão das paredes dos propulsores, precisamos relacionar o número de partículas desprendidas das paredes com a distância em que o perfil da parede recua devido ao material desprendido. Descrevemos a metodologia utilizada para estimar o perfil das paredes do propulsor após 1000 horas de funcionamento do propulsor, que é o tempo utilizado em testes experimentais [4] e simulações numéricas [11]. A conversão do tempo de horas para *timesteps* é apresentada na tabela 5.3.

Tabela 5.3: Conversão do tempo de 1000h para *timesteps*.

	SPT-100	PHall IIc
1ts	$372,52 \times 10^{-15} \text{s}$	$545,81 \times 10^{-15} \text{s}$
1000 h	$9,66 \times 10^{18} \text{ts}$	$6,60 \times 10^{18} \text{ts}$

Para estimar o perfil da erosão foi extraída dos resultados a densidade de partículas BN. Esse valor é dado em superpartículas/m³ que foi convertido em partículas/mm³, dado que superpartícula = 10⁵ partículas. Além disso, vimos que foi aplicada uma lei de escala às variáveis para acelerar o tempo de execução das simulações (tabela 4.1). Portanto, para recuperar a densidade em escala real, é necessário multiplicar pelo fator de escala inverso $1/\zeta = 50$. Fazemos as correções, obtemos os valores da densidade de BN, que varia com o tempo, em cada célula da simulação localizada na superfície da parede do propulsor, e calculamos a extrapolação para o tempo de 1000 horas. As equações da tabela 5.2 são para as quantidades totais de material desprendido em cada propulsor. Para a estimar a erosão, admitimos que o comportamento global de material desprendido é o mesmo que se observa em cada célula. A tabela 5.4 mostra as equações de extrapolação utilizadas para os dois propulsores.

onde d é o valor corrigido para 1000 h, t_0 é o tempo em *timesteps* do qual a densidade foi obtida, d_0 é o valor obtido da simulação. Depois de calculado o novo valor de d podemos estimar a distância na direção radial em mm que foi desprendida da parede. Primeiro devemos

Tabela 5.4: Extrapolação para 1000h dos valores de densidade em propulsores com Argônio.

SPT-100	PHall IIc
$d = 0,0082(9,66 \times 10^{18} - t_0) + d_0$	$d = 0,0006(6,60 \times 10^{18} - t_0) + d_0$
$t_0 = 338000$	$t_0 = 230000$
$d = 7,92 \times 10^{16} + d_0$	$d = 3,96 \times 10^{15} + d_0$

definir a quantidade de partículas em cada célula

$$N = d * V_{cel} = d * L_{\theta} * L_r * L_z [un] \quad (5.2)$$

onde N é a quantidade de partículas na célula, V_{cel} o volume da célula da simulação, L_{θ} , L_r e L_z são as dimensões das células nas direções azimutal, radial e axial, respectivamente. Tendo a quantidade de partículas podemos estimar o volume real que elas ocupam utilizando a densidade do material h-BN. Já vimos que sua densidade é de $2,28\text{g/cm}^3$, e sua massa molecular de $24,82\text{ g/mol}$, sendo $1\text{ mol} = 6,022 \times 10^{23}$ partículas. Utilizando esses valores conseguimos converter a densidade para $d_{BN} = 5,53 \times 10^{19}$ partículas/ mm^3 . Temos então

$$V = \frac{N}{d_{BN}} [mm^3] \quad (5.3)$$

onde V é o volume real ocupado pelas partículas. Admitindo que o volume real de partículas em uma célula se espalha uniformemente na parede do propulsor, podemos escrever

$$\delta = \frac{V}{A_{cel}} = \frac{d * L_{\theta} * L_r * L_z}{d_{BN}} \frac{1}{L_{\theta} * L_z} = \frac{d * L_r}{d_{BN}} [mm] \quad (5.4)$$

onde A_{cel} é a área da célula na superfície da parede, e δ é a medida na direção radial que as partículas de BN ocupam, que podemos admitir sendo igual à erosão que elas causam nas paredes do propulsor. Com o valor de δ podemos gerar os gráficos do perfil das paredes dos propulsores para cada gás da simulação. Para cada dois valores de δ calculamos sua média. Esse procedimento foi feito com o objetivo de suavizar as curvas do perfil de erosão tornando-as mais realistas (figura 5.5).

Analisando o perfil desgastado das paredes, observamos que o propulsor SPT-100 apresenta maior erosão próximo à saída do canal, o que condiz com o exposto pelos resultados experimentais de Absalamov [4] e das simulações numéricas de Choi [11]. O propulsor PHall IIc apresenta um similar perfil de erosão. Os dois propulsores apresentam um perfil de erosão consistente com a distribuição de plasma dentro do canal.

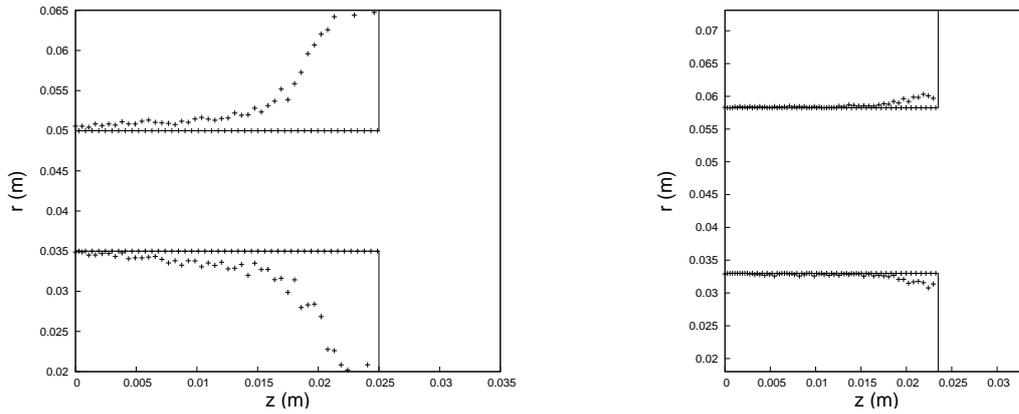


Figura 5.5: Perfil estimado de erosão do canal de aceleração dos propulsores em 1000 horas para o gás Argônio. À esquerda SPT-100, à direita PHall IIc.

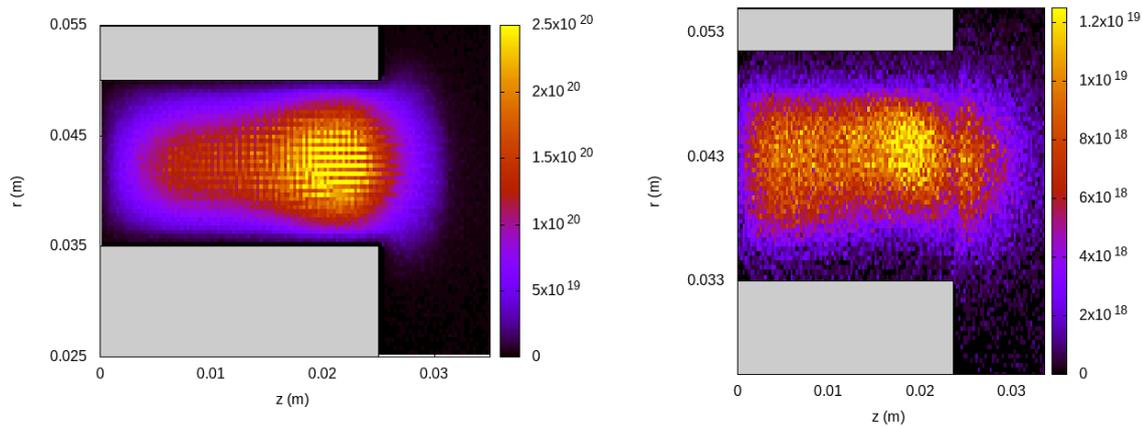


Figura 5.6: Distribuição de densidade de íons de Xenônio nos propulsores. À esquerda SPT-100, à direita PHall IIc.

5.2 Resultados das Simulações com Xenônio

Nesta seção serão apresentados os resultados das simulações dos propulsores SPT-100 e PHall IIc com a utilização do gás Xenônio. Os cálculos e gráficos comparativos apresentados são realizados para o mesmo tempo de funcionamento $1,26 \times 10^{-7}$ s.

5.2.1 Funcionamento

A figura 5.6 mostra a distribuição de densidade de íons estacionária no domínio das simulações do SPT-100 e PHall IIc. Para os dois propulsores, a maior parte dos íons está localizada no interior da região de aceleração, exceto na região próxima às paredes, devido a formação de bainhas de plasma.

A figura 5.7 mostra o potencial eletrostático estacionário no domínio das simulações do SPT-100 e PHall IIc. O perfil espacial do potencial dos propulsores é similar, porém o valor

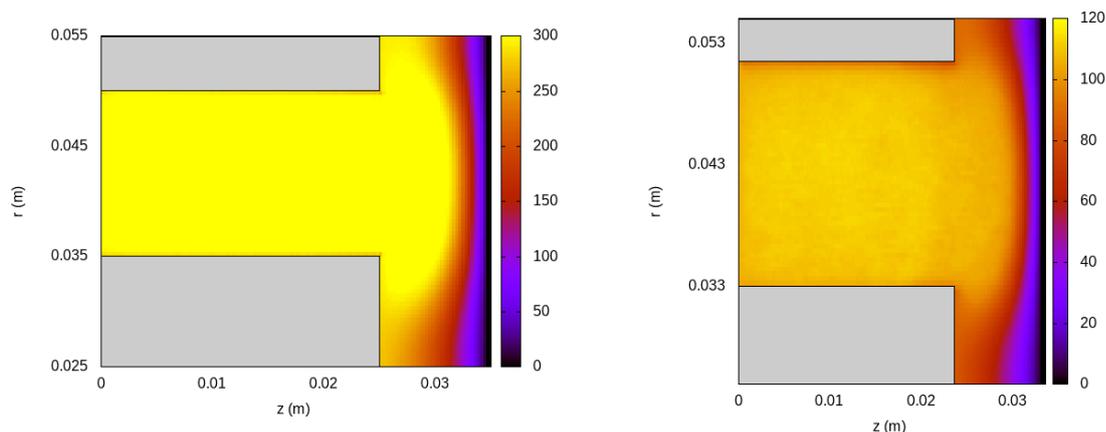


Figura 5.7: Potencial eletrostático ϕ dos propulsores utilizando o gás Xenônio. À esquerda SPT-100, à direita PHall IIc.

máximo de ϕ no SPT-100 é maior que no PHall IIc. Isso é consequência do maior potencial aplicado ao ânodo (Tabela 4.2).

5.2.2 Parâmetros dos Propulsores

O fluxo de íons pode ser examinado em detalhe fazendo o gráfico da componente axial z da velocidade v_z dos íons em função de z . O gráfico de espalhamento resultante nos permite identificar três regiões distintas de fluxo de íons. Próximo ao ânodo ($z = 0$) uma quantidade de partículas possui velocidade negativa, o que indica que há um fluxo reverso de íons em direção ao ânodo, característica comum aos propulsores Hall [9]. Essa região é chamada de região de difusão, devida a baixa intensidade do campo magnético. No interior do canal ($0,005 < z < 0,025$ para o SPT-100; e $0,005 < z < 0,0235$ para o PHall IIc) os valores da componente axial da velocidade apresentam flutuações em torno de zero $v_z = 0$, caracterizando a região de ionização. Na região de saída dos propulsores há clara mudança de regime, no qual v_z mostra uma tendência com taxa positiva devida à aceleração gerada pelo potencial eletrostático. Esses resultados confirmam que a estrutura interna do fluxo de íons do PHall IIc é similar ao SPT-100, porém com menor aceleração iônica.

Calculam-se T e I_{sp} utilizando o método exposto em 5.1. Os resultados são apresentados na tabela 5.5.

Tabela 5.5: Valores de T e I_{sp} calculados para o funcionamento dos propulsores com gás Xenônio.

	SPT-100	PHall IIc
Empuxo [mN]	46,9	19,6
Impulso Específico [s]	1406	861

O valor calculado de Empuxo do SPT-100 é menor que o valor esperado de 80 mN

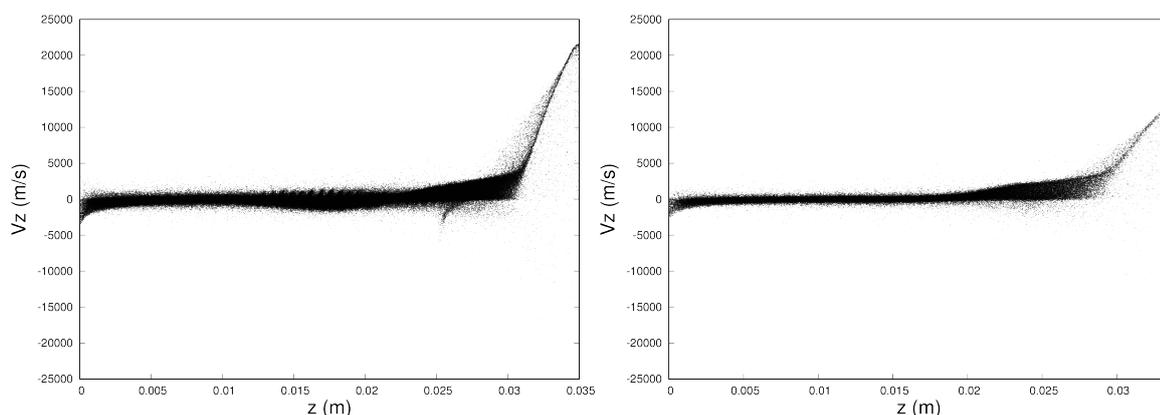


Figura 5.8: Velocidade axial V_z de Xe^+ como função da posição axial z . À esquerda SPT-100, à direita PHall IIc.

proveniente de resultados experimentais de Goebel [1], e numéricos de Choi [11]. Como a região de saída no domínio computacional possui comprimento relativamente curto (1cm), o valor de T calculado por esse método pode ser subestimado [31]. O valor calculado de Isp do SPT-100 está de acordo com os resultados experimentais 1600 s tratados por Goebel [1]. A tabela 5.5 indica que o Empuxo e o Impulso Específico do PHall IIc são menores que os do SPT-100. Esses resultados são esperados já que o PHall IIc opera com menor potência que o SPT-100.

5.2.3 Erosão

O acumulado da quantidade de material desprendido das paredes dos propulsores ao longo do tempo é apresentado na figura 5.9.

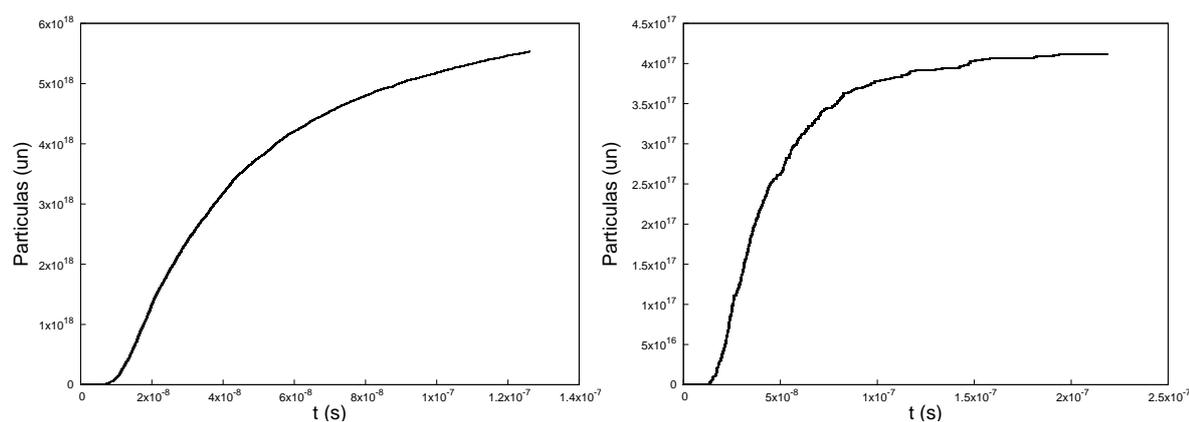


Figura 5.9: Número de partículas BN desprendidas nos propulsores com gás Xenônio. À esquerda SPT-100, à direita PHall IIc.

Calcula-se a equação das retas da mesma forma que foi feita na seção 5.1.3. Observa-se que o SPT-100 possui maior taxa que o PHall IIc.

Tabela 5.6: Equações das regressões das retas para o funcionamento com gás Xenônio e t em *timesteps*.

SPT-100	PHall IIc
$y = 0,0054 t + 5023,9$	$y = 0,0001 t + 388,66$

Para prever a erosão das paredes dos propulsores, escolhemos o tempo de 1000 horas. A tabela 5.7 mostra as equações de extrapolação utilizadas para os dois propulsores.

Tabela 5.7: Extrapolação para 1000h dos valores de densidade em propulsores com Xenônio.

SPT-100	PHall IIc
$d = 0,0054(9,66 \times 10^{18} - t_0) + d_0$	$d = 0,0001(6,60 \times 10^{18} - t_0) + d_0$
$t_0 = 338000$	$t_0 = 230000$
$d = 5,22 \times 10^{16} + d_0$	$d = 6,60 \times 10^{14} + d_0$

Utilizando as equações do capítulo 5 transformamos o valor de densidade em δ para o funcionamento dos propulsores com Xenônio. Para cada dois valores de δ calculamos sua média. Esse procedimento foi feito com o objetivo de suavizar as curvas do perfil de erosão tornando-as mais realistas (figura 5.10).

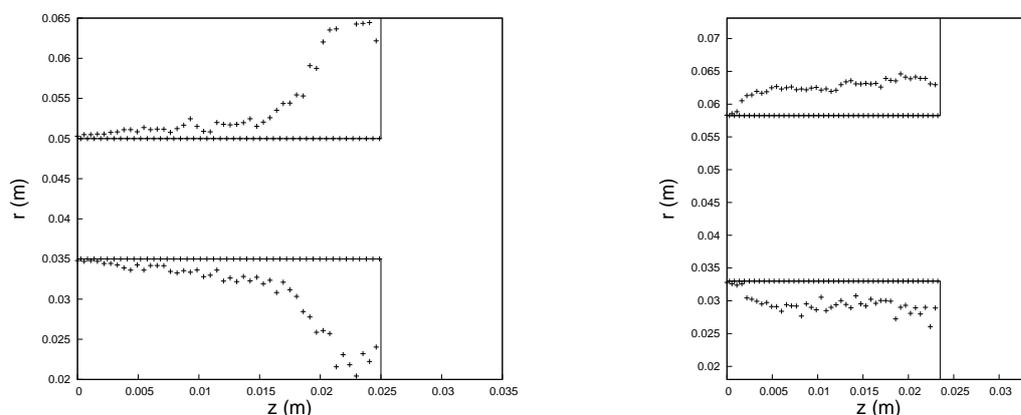


Figura 5.10: Perfil estimado de erosão do canal de aceleração dos propulsores em 1000 horas para o gás Xenônio. À esquerda SPT-100, à direita PHall IIc.

Analisando o perfil desgastado das paredes, observamos que o propulsor SPT-100 apresenta maior erosão próximo à saída do canal, o que condiz com o exposto pelos resultados experimentais de Absalamov [4] e das simulações numéricas de Choi [11]. Porém, o valor absoluto do desgaste em 1000 horas está superestimado em relação ao estudo experimental apresentado por Absalamov [4], figura 3.2. O propulsor PHall IIc apresenta maior erosão próximo ao meio da região do canal. Mesmo com perfis diferentes, os dois propulsores apresentam um perfil de erosão consistente com a distribuição de plasma dentro do canal.

Capítulo 6

Conclusões e Trabalhos Futuros

Nesse estudo foram realizadas simulações numéricas de dois tipos de propulsores Hall, SPT-100 e PHall IIc (em desenvolvimento pelo Laboratório de Física de Plasmas da Universidade de Brasília), operando com dois tipos de gases Argônio e Xenônio. Utilizamos o modelo 2D axissimétrico para representar a geometria dos propulsores, e o método PIC para modelar partículas carregadas e resolver equações de campo de forma autoconsistente.

Nossos resultados mostram que os perfis de erosão são distintos entre os propulsores. O que apresentou resultado mais distinto foi na simulação do propulsor PHall IIc utilizando o gás Xenônio. Porém, todas essas diferenças estão dentro do previsto, tendo em vista a diferença na potência de funcionamento de cada propulsor e nas suas distribuições de plasma e potencial eletrostático.

Também foi mostrado nesse estudo que, tanto na simulação com Argônio, quanto na simulação com Xenônio, o SPT-100 possui maior taxa de erosão que o PHall IIc. Os resultados mostram que o Empuxo e o Impulso específico do PHall IIc alcançam menores valores que o SPT-100. Esses resultados são esperados tendo em vista que o PHall-IIc opera em uma menor potência em comparação ao SPT-100.

Os resultados do estudo podem ser utilizados para melhor entender a dinâmica do plasma e a erosão das paredes no interior do propulsor PHall IIc para os gases Argônio e Xenônio. O estudo também permite a comparação dos fatores estimados com o propulsor SPT-100.

Como foi apresentado, o campo magnético utilizado nas simulações é uma aproximação da distribuição real e seu valor é considerado apenas na direção radial. Um modelo mais realístico de sua distribuição, assim como a implementação da componente axial, são necessários para melhores comparações com estudos experimentais.

Como complemento deste estudo, sugere-se que seja verificada a temperatura das paredes do propulsor e sua influência na erosão; que seja implementado um perfil dinâmico de erosão; que sejam feitas simulações para diferentes materiais dielétricos, como o Borosil; e que se estime a vida útil dos propulsores a partir dos resultados de erosão.

Referências Bibliográficas

- [1] GOEBEL, D. M.; KATZ, I. *Fundamentals of electric propulsion: ion and hall thrusters*. John Wiley & Sons, 2008. v. 1.
- [2] BITTENCOURT, J. A. *Fundamentals of plasma physics*. Springer Science & Business Media, 2013.
- [3] CHENG, S. Y.-M. *Modeling of hall thruster lifetime and erosion mechanisms*. 2007. Tese (Doutorado em Física) - Massachusetts Institute of Technology, 2007.
- [4] ABSALAMOV, S.; ANDREEV, V.; COLBERT, T.; DAY, M.; EGOROV, V.; GNIZDOR, R.; KAUFMAN, H.; KIM, V.; KORIAKIN, A.; KOZUBSKII, K. Measurement of plasma parameters in the stationary plasma thruster (spt-100) plume and its effect on spacecraft components. In: . c1992.
- [5] POTRIVITU, G.-C.; ROTARU, C. Thermal modeling of a hall effect thruster.
- [6] MERTMANN, P.; EREMIN, D.; MUSSENBRÖCK, T.; BRINKMANN, R. P.; AWAKOWICZ, P. Fine-sorting one-dimensional particle-in-cell algorithm with monte-carlo collisions on a graphics processing unit. *Computer Physics Communications*, v. 182, n. 10, p. 2161–2167, 2011.
- [7] MIRZAI, A. Feasibility study of hall thruster’s wall erosion modelling using multiphysics software, 2016.
- [8] FERREIRA, J. L.; MARTINS, A. A.; MIRANDA, R. A.; JUNIOR, H. O.; SILVA, A. Q.; FERREIRA, I. S.; SUKHANOV, A.; WINTER, O. C. Development of a solar electric propulsion system for the first brazilian deep space mission. *IEPC-2017-166*, 2017.
- [9] TACCOGNA, F.; LONGO, S.; CAPITELLI, M.; SCHNEIDER, R. Plasma flow in a hall thruster. *Physics of plasmas*, v. 12, n. 4, p. 043502, 2005.
- [10] MIRANDA, R. A.; MARTINS, A. A.; FERREIRA, J. L. Particle-in-cell numerical simulations of a cylindrical hall thruster with permanent magnets. In: . c2017. v. 911. p. 012021.

- [11] CHOI, Y.; MAHALINGAM, S.; LIKHANSKII, A. Predicting hall thruster operational lifetime with computational models. In: . c2012. p. 1–13.
- [12] STUHLINGER, E. *Ion propulsion for space flight*. McGraw-Hill New York, 1964.
- [13] JAHN, R. G.; CHOUEIRI, E. Y. Encyclopedia of physical science and technology. *Academic Press*, v. 3, p. 125–141, 2002.
- [14] BREWER, G. R. Ion propulsion technology and applications (gordon and breach, new york, 1970). *Google Scholar*, p. 117, 1970.
- [15] KAUFMAN, H. R. Technology of electron-bombardment ion thrusters. In: *Advances in Electronics and Electron Physics*. Elsevier, 1975. v. 36, p. 265–373.
- [16] GRISHIN, S.; LESKOV, L. Electrical rocket engines of space vehicles. *Mashinostroenie, Moscow*, 1989.
- [17] WILBUR, P. J.; KAUFMAN, H. R. Double ion production in argon and xenon ion thrusters. *Journal of Spacecraft and Rockets*, v. 16, n. 4, p. 264–267, 1979.
- [18] ASTON, G.; KAUFMAN, H.; WILBUR, P. Ion beam divergence characteristics of two-grid accelerator systems. *AiAA Journal*, v. 16, n. 5, p. 516–524, 1978.
- [19] MARTINS, A. A.; RODRIGO, M.; FERREIRA, J. L. Magnetic field design for a strongly improved phall thruster. In: . c2017. v. 911. p. 012024.
- [20] SHKAROFSKY, I. P.; JOHNSTON, T. W.; BACHYNSKI, M. P. *The particle kinetics of plasmas*. Reading, Mass.: Addison-Wesley Publishing Company, 1966.
- [21] PETROSOV, V. The spt channel erosion model. In: . c1996. p. 433–439.
- [22] SMENTKOWSKI, V. S. Trends in sputtering. *Progress in Surface Science*, v. 64, n. 1-2, p. 1–58, 2000.
- [23] ZHANG, J.; BHATTACHARJEE, S.; SHUTTHANANDAN, V.; RAY, P. Sputtering investigation of boron nitride with secondary ion and secondary neutral mass spectrometry. *Journal of Vacuum Science & Technology A: Vacuum, Surfaces, and Films*, v. 15, n. 2, p. 243–247, 1997.
- [24] SHUTTHANANDAN, V.; ZHANG, J.; RAY, P. On the preferential emission of heavy isotopes in sputtering. *Vacuum, Zhenkog*, v. 52, n. 3, p. 353–357, 1999.
- [25] FRANKE, E.; NEUMANN, H.; ZEUNER, M.; FRANK, W.; BIGL, F. Particle energy and angle distributions in ion beam sputtering. *Surface and Coatings Technology*, Lausanne, v. 97, n. 1-3, p. 90–96, 1997.

- [26] GARNIER, Y.; VIEL, V.; ROUSSEL, J.-F.; BERNARD, J. Low-energy xenon ion sputtering of ceramics investigated for stationary plasma thrusters. *Journal of Vacuum Science & Technology A: Vacuum, Surfaces, and Films*, v. 17, n. 6, p. 3246–3254, 1999.
- [27] YAMAMURA, Y.; SHINDO, S. An empirical formula for angular dependence of sputtering yields. *Radiation effects*, v. 80, n. 1-2, p. 57–72, 1984.
- [28] YAMAMURA, Y.; TAWARA, H. Energy dependence of ion-induced sputtering yields from monatomic solids at normal incidence. *Atomic data and nuclear data tables*, v. 62, n. 2, p. 149–253, 1996.
- [29] BIRDSALL, C. K.; LANGDON, A. B. *Plasma physics via computer simulation*. CRC press, 2004.
- [30] DIECKMANN, M. E. The particle-in-cell simulation method: Concept and limitations. 2007 Summer College on Plasma Physics, 2007.
- [31] CHO, S.; KOMURASAKI, K.; ARAKAWA, Y. Kinetic particle simulation of discharge and wall erosion of a hall thruster. *Physics of Plasmas*, Woodbury, v. 20, n. 6, p. 063501, 2013.