



Universidade de Brasília - UnB  
Faculdade UnB Gama - FGA  
Engenharia Aeroespacial

# **Estado da Arte dos Sistemas de Propulsão para Nanossatélites**

**Autor: Luiz Felipe Martins Cruz**  
**Orientador: Professor Doutor Paolo Gessini**

Brasília, DF  
2021





Luiz Felipe Martins Cruz

# **Estado da Arte dos Sistemas de Propulsão para Nanossatélites**

Trabalho submetido ao curso de graduação em (Engenharia Aeroespacial) da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em (Engenharia Aeroespacial).

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Orientador: Professor Doutor Paolo Gessini

Coorientador: Professor Doutor Giancarlo Santilli

Brasília, DF

2021

---

Luiz Felipe Martins Cruz

Estado da Arte dos Sistemas de Propulsão para Nanossatélites/ Luiz Felipe  
Martins Cruz. – Brasília, DF, 2021-

130 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Professor Doutor Paolo Gessini

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB  
Faculdade UnB Gama - FGA , 2021.

1. nanosats. 2. space. I. Professor Doutor Paolo Gessini. II. Universidade  
de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Estado da Arte dos Sistemas de  
Propulsão para Nanossatélites

---

Luiz Felipe Martins Cruz

## **Estado da Arte dos Sistemas de Propulsão para Nanossatélites**

Trabalho submetido ao curso de graduação em (Engenharia Aeroespacial) da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em (Engenharia Aeroespacial).

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 09 de Agosto de 2021:

---

**Professor Doutor Paolo Gessini**  
Orientador

---

**Professor Doutor Paolo Gessini**  
Coorientador

---

**Professor Doutor Domenico Simone**  
Convidado

Brasília, DF  
2021



*Dedico este trabalho àqueles que vieram do sistema público de ensino e que se mantiveram firmes na trilha do conhecimento mesmo as dificuldades.*



# Agradecimentos

Agradeço à minha esposa Ana Delmira, por ser minha fortaleza e estar do meu lado em momentos tão difíceis sem nunca desistir. Obrigado por me ensinar todo dia através do seu exemplo como ser forte e nunca perder a esperança.

Agradeço à minha mãe, Tânia Martins, por todo amor e por me ensinar a não deixar de lutar. Agradeço ao meu pai, Aurélio Fagundes, por todo cuidado e por me ensinar a ser esforçado. Obrigado Tia De pelo seu amor e por me mostrar que eu era capaz. Agradeço também à minha vizinha, Pedrolina Martins, a senhora se foi e infelizmente não estará aqui para me ver formado mas sei quão orgulhosa a senhora estaria de mim. A senhora me ensinou o que realmente era o amor e estará pra sempre comigo. Aos meus irmãos Caio Gabriel, Laura e Lucas Rafael, obrigado por todo amor e todos os momentos maravilhosos que vocês me dão.

Um enorme obrigado a todos meus professores que com amor e dedicação colaboraram para que eu chegasse aqui. Ao senhor Ismael Xavier, que lá atrás me deu a oportunidade de estudar em seu colégio, o senhor é responsável por muitas portas que foram abertas na minha vida durante esses anos.

Obrigado aos meus orientadores Paolo Gessini e Giancarlo Santilli por me ajudarem com este trabalho e com a minha formação.



# Resumo

Este trabalho propõe apresentar o estado da arte dos sistemas de propulsão utilizados ou próximos de atingirem o nível de maturidade tecnológica necessário para serem utilizados em nanossatélites. Conhecimentos sobre o funcionamento operacional, contexto histórico, vantagens e desvantagens, propelentes utilizados, as variações de configurações e as missões executadas ou previstas para cada sistema de propulsão também são apresentadas. Por fim, os dados de desempenho dos propulsores pesquisados são analisados, demonstrando o panorama geral das tecnologias abordadas neste trabalho. Pesquisas bibliográficas e levantamentos de uma tecnologia servem para que os desenvolvedores desta tecnologia entendam o cenário completo assim como evidenciam os avanços alcançados durante os anos. Este trabalho visa demonstrar que a escolha de um sistema de propulsão para uma missão depende de inúmeras análises, mas que a sua maior utilização poderia colaborar significativamente para uma aumentar a gama de aplicações com nanossatélites, em especial os CubeSats. Com base em publicações em periódicos, conferências, artigos, páginas na *web* dos desenvolvedores e também bancos de dados das missões lançadas e planejadas para os próximos anos, esta pesquisa bibliográfica aprofundada também busca apresentar as novas tendências do mercado aeroespacial.

**Palavras-chaves:** nanossatélites. CubeSat. propulsão.



# Abstract

This work proposes to present the state of the art of the propulsion systems used or close to reaching the level of technological maturity necessary to be used in nanosatellites. Knowledge about operational functioning, historical context, advantages and disadvantages, propellants used, configuration variations and the missions performed or planned for each propulsion system system are also presented. Finally, the performance data of the researched thrusters are analyzed, showing the general panorama of the technologies covered in this work. Literature searches and surveys of a technology help the developers of this technology to understand the complete scenario as well as evidence the advances achieved over the years. This work aims to demonstrate that the choice of a propulsion system for a mission depends on numerous analyses, but that its greater use could significantly contribute to an increase in the range of applications with nanosatellites, in particular the CubeSats. Based on publications in journals, conferences, articles, developers' websites and also databases of missions launched and planned for the coming years, this in-depth bibliographic research also seeks to present the new trends in the aerospace market.

**Key-words:** nanosatellites. CubeSat. propulsion.



# Lista de ilustrações

Figura 1 – Momento linear aplicado a um volume de controle de um foguete simples	27
Figura 2 – Forças agindo em um foguete enquanto ele voa. (LEYVA et al., 2011)	30
Figura 3 – $\Delta v$ em função da razão $M_{exp}/M_f$ e $I_{sp}$ . (LEYVA et al., 2011)	31
Figura 4 – Volume de Controle de um Motor de Foguete Simples (LEYVA et al., 2011)	34
Figura 5 – Hydrazine Milli-Newton Thrusters (HmNT) desenvolvido pelo Jet Propulsion Laboratory (JPL) (PARKER et al., 1999).	38
Figura 6 – Esquemático do funcionamento de um propulsor a gás frio (a) e gás quente (b).	41
Figura 7 – Sistema de propulsão a gás frio do CubeSat 3U Delfi-n3xt.	43
Figura 8 – Sistema de propulsão a gás frio MiPS desenvolvido pela VACCO Industries.	44
Figura 9 – Sistema de propulsão a gás frio desenvolvido pela empresa GomSpace para a missão GomX.	46
Figura 10 – Esquemático de um sistema de propulsão monopropelente (a) e bipropelente (b).	49
Figura 11 – Propulsor HYDROS-C desenvolvido pela Tethers Unlimited, Inc.	52
Figura 12 – Propulsor EPSS desenvolvido pela NanoAvionics.	52
Figura 13 – Propulsor PM200 desenvolvido pela Dawn Aerospace.	53
Figura 14 – Esquemático do funcionamento de um propulsor sólido (TUMMALA; DUTTA, 2017).	54
Figura 15 – Sistema de propulsão sólida CDM-1 desenvolvido pela empresa Digital Solid State Propulsion.	58
Figura 16 – Propulsor sólido STAR 5A desenvolvido pela Northrop Grumman Corporation.	58
Figura 17 – Esquemático de funcionamento de um resistojet (O'REILLY; HERDRICH; KAVANAGH, 2021).	63
Figura 18 – Propulsor resistojet AQUARIUS desenvolvido pela University of Tokyo.	65
Figura 19 – Propulsor resistojet CHIPS desenvolvido pelas empresas CU Aerospace e VACCO Industries Inc..	66
Figura 20 – Propulsor PUC desenvolvido pelas empresas CU Aerospace e VACCO Industries Inc..	67
Figura 21 – Esquemático de funcionamento de um Arcjet.	68
Figura 22 – Esquemático de funcionamento de um electrospray.	69
Figura 23 – Electrospray BET-100 desenvolvido pela Busek.	72
Figura 24 – Electrospray S-iEPS desenvolvido pelo MIT.	72

Figura 25 – FEEP IFM Nano comercializado pela Enpulsion. . . . .	76
Figura 26 – Electrospray NanoFEEP desenvolvido pela Technische Universität Dresden e comercializado pela Morpheus Space. . . . .	76
Figura 27 – Esquemático do funcionamento de um propulsor iônicos com grades por descarga de RF. . . . .	78
Figura 28 – Propulsor iônicos MiXI desenvolvido pelo JPL e pela UCLA. . . . .	80
Figura 29 – Propulsor iônicos RF RIT $\mu$ X desenvolvido pela empresa ArianeGroup. . . . .	81
Figura 30 – Esquemático de funcionamento dos propulsores de efeito Hall. . . . .	83
Figura 31 – Propulsor de efeito Hall cilíndrico desenvolvido pelo PPPL. . . . .	88
Figura 32 – Esquemático de funcionamento de um PPT. . . . .	90
Figura 33 – PPT BmP-200 desenvolvido pela Busek Company, Inc.. . . . .	93
Figura 34 – Propulsor FPPT desenvolvido pela CU Aerospace. . . . .	94
Figura 35 – VAT $\mu$ CAT desenvolvido pela GWU. . . . .	95
Figura 36 – Esquemático de funcionamento de um propulsor MPD de campo próprio (a) e campo aplicado (b). . . . .	96
Figura 37 – Propulsor ambipolar CAT desenvolvido pela University of Michigan. . . . .	98
Figura 38 – Esquemático de funcionamento de um Laser Sail. . . . .	102
Figura 39 – Satélite LightSail-2 desenvolvido pela Planetary Society com uma vela solar. . . . .	103
Figura 40 – Satélite TEPCE desenvolvido pela USNRL e lançado em 2019. . . . .	105
Figura 41 – Nanossatélites Lançados nos Últimos 23 anos (KULU, 2021). . . . .	108
Figura 42 – Empuxo por Impulso Específico dos propulsores citados nesta pesquisa. . . . .	110
Figura 43 – Potência por Impulso Específico dos sistemas de propulsão elétrica pesquisados neste trabalho. . . . .	111
Figura 44 – Razão Empuxo-Potência por Impulso Específico dos sistemas de propulsão elétrica pesquisados neste trabalho. . . . .	111

# Lista de tabelas

Tabela 1 – Sumário dos propulsores de hidrazina pesquisados. . . . .	39
Tabela 2 – Sumário dos propulsores a gás frio e quente pesquisados. . . . .	48
Tabela 3 – Sumário dos propulsores mono e bipropelentes pesquisados. . . . .	53
Tabela 4 – Sumário dos motores sólidos pesquisados. . . . .	59
Tabela 5 – Sumário dos propulsores eletrotérmicos pesquisados. . . . .	69
Tabela 6 – Sumário dos propulsores electrosprays pesquisados. . . . .	77
Tabela 7 – Sumário dos propulsores iônicos com grades pesquisados. . . . .	81
Tabela 8 – Sumário dos propulsores CHTs pesquisados. . . . .	88
Tabela 9 – Sumário dos propulsores de plasma pulsado e arco à vácuo pesquisados.	95
Tabela 10 – Sumário do propulsor magnetoplasmodinâmicos pesquisado. . . . .	97
Tabela 11 – Sumário do propulsor ambipolar pesquisado. . . . .	99
Tabela 12 – Faixa de empuxo e impulso específico dos propulsores pesquisados. . .	109



# Lista de abreviaturas e siglas

AASC	Alameda Applied Sciences Corporation
AFRL	Air Force Research Laboratory
ARC	Ames Research Center
CHT	Cylindrical Hall Thruster
COTS	Commercial Off-The-Shelf
DSSP	Digital Solid State Propulsion
ECHA	European CHemicals Agency
ESA	European Space Agency
ESP	Electric Solid Propellant
ESU	Energy Storage Unit
FEEP	Field-Emission Electric Propulsion
FPPT	Fiber-Fed Pulsed Plasma Thruster
GRC	Glenn Research Center
HET	Hall-Effect Thruster
ISS	International Space Station
JAXA	Japan Aerospace eXploration Agency
JPL	Jet Propulsion Laboratory
MEMS	MicroElectroMechanical Systems
MIT	Massachusestts Institute of Technology
MSFC	Marshall Space Flight Center
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NRL	Naval Research Laboratory
PPIT	Planar Pulsed Inductive Thruster

PPPL	Princeton Plasma Physics Laboratory
PPT	Pulsed Plasma Thruster
PPU	Power Processing Unit
REACH	Registration, Evaluation, Authorization and restriction of Chemicals
SCAPE	Self-Contained Atmospheric Protective Ensemble
SPT	Stationary Plasma Thruster
SVHC	Substances of Very High Concern
TAL	Thruster with Anode Layer
TRL	Technology Readiness Level
UCLA	University of California Los Angeles
USNRL	United States Naval Research Laboratory
VAT	Vacuum Arc Thruster

# Lista de símbolos

$^{\circ}\text{C}$	Graus Celsius
$\Delta$	Letra grega Delta
$\gamma$	Letra grega Gama
$\mu$	Letra grega Mu
$\mu\text{N}$	micro-Newton
$\pi$	Constante matemática
$\rho$	Letra grega Rô
$\theta$	Letra grega Teta
$I_{sp}$	Impulso Específico
cos	Função cosseno
g	grama
kg	quilograma
km	Quilômetro
mN	mili-Newton
N	Newton
s	segundo
sin	Função seno
W	Watt



# Sumário

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>23</b>
<b>1.1</b>	<b>Objetivos</b>	<b>24</b>
1.1.1	Objetivo Geral	24
1.1.2	Objetivo Específico	24
<b>2</b>	<b>METODOLOGIA</b>	<b>25</b>
<b>2.1</b>	<b>Organização do trabalho</b>	<b>25</b>
<b>3</b>	<b>REFERENCIAL TEÓRICO</b>	<b>27</b>
<b>3.1</b>	<b>Conceitos Básicos da Propulsão</b>	<b>27</b>
<b>4</b>	<b>SISTEMAS DE PROPULSÃO QUÍMICA NO ESPAÇO</b>	<b>33</b>
<b>4.1</b>	<b>Hidrazina</b>	<b>37</b>
<b>4.2</b>	<b>Gás Frio e Quente</b>	<b>40</b>
<b>4.3</b>	<b>Mono e Bipropelentes</b>	<b>48</b>
<b>4.4</b>	<b>Motores Sólidos</b>	<b>54</b>
<b>4.5</b>	<b>Híbridos</b>	<b>59</b>
<b>5</b>	<b>SISTEMAS DE PROPULSÃO ELÉTRICA NO ESPAÇO</b>	<b>61</b>
<b>5.1</b>	<b>Propulsores Eletrotérmicos</b>	<b>63</b>
5.1.1	Resistojets	63
5.1.2	Outros Motores Eletrotérmicos	67
<b>5.2</b>	<b>Propulsores Eletrostáticos</b>	<b>69</b>
5.2.1	<i>Electrosprays</i>	69
5.2.1.1	<i>Eletrospray</i> com Líquido Iônico	70
5.2.1.2	Propulsão Elétrica por Emissão de Campo - FEED	73
5.2.2	Propulsor Iônico com Grades	77
5.2.3	Propulsor de Efeito Hall	81
<b>5.3</b>	<b>Propulsores Eletromagnéticos</b>	<b>89</b>
5.3.1	Propulsores de Plasma Pulsado e de Arco à Vácuo	89
5.3.2	Propulsores Magnetoplasmodinâmicos - MPD	95
5.3.3	Ambipolar	97
<b>6</b>	<b>SISTEMAS DE PROPULSÃO SEM PROPELENTE</b>	<b>101</b>
<b>6.1</b>	<b>Velas Solares</b>	<b>101</b>
<b>6.2</b>	<b>Amarras Eletrodinâmicas</b>	<b>103</b>

7	<b>CONCLUSÃO</b> . . . . .	107
	<b>REFERÊNCIAS</b> . . . . .	115

# 1 Introdução

Vimos na primeira parte deste trabalho que nas últimas duas décadas os nanosatélites se tornaram a nova tendência do setor aeroespacial. Suas aplicações vão desde o uso para sensoriamento remoto até missões de grande retorno científico. Esse aumento na utilização dos nanosatélites, principalmente CubeSats, está relacionado ao seu baixo custo de produção e rápido desenvolvimento, resultado da enorme gama de opções que os componentes commercial-off-the-shelf (COTS) trazem, sendo eles utilizados nos 1557 CubeSats já lançados desde 1998, segundo os bancos de dados mais atualizados (KULU, 2021). Devido suas dimensões reduzidas, os nanosatélites muitas vezes têm suas operações restringidas. São notórios os avanços tecnológicos que esta classe de satélites passou durante os últimos anos, porém ainda é possível notar que as limitações de tamanho, potência e mobilidade dos CubeSats são fatores limitantes para seu desenvolvimento (CRUZ, 2021), situação esta que reduz a vida útil e alcance de viagem desses pequenos satélites. Assim como grandes satélites, os nanosatélites possuem vários subsistemas importantes, incluindo a carga útil, comunicação, tratamento e transmissão de dados, potência e mobilidade (controle de órbita e atitude). Com o aumento da utilização de CubeSats por suas inerentes vantagens, os subsistemas de propulsão se tornaram cada vez mais necessários, já que eles oferecem a possibilidade de realizar operações específicas da missão, como mudança da órbita, controle ativo de atitude, dessaturação da roda de reação e operações de aproximação, além de proporcionar a realização de missões interplanetárias.

Estamos em um momento no qual existe uma forte demanda do mercado por um sistema de propulsão para CubeSats que seja confiável, com baixo custo de produção e alto desempenho. Esta demanda desencadeou um rápido avanço nas opções comerciais de propulsões para pequenos satélites, criando mudanças significativas, adições e melhorias nos sistemas de propulsão existentes e assim possibilitando uma variedade de opções de propulsores comercialmente disponíveis através dos componentes COTS. Estes sistemas de propulsão são categorizados em elétricos e não elétricos. Os sistemas de propulsão elétrica são classificados principalmente em resistojets, eletrosprays, arcjets, propulsores de íons, efeito Hall, plasma pulsado e emissão de campo (Field-Emission Electric Propulsion - FEEP), e eles requerem uma potência elétrica a bordo para sua operação, enquanto os sistemas de propulsão não elétricos podem ser classificados em sistemas de propelente líquido, sólido e híbridos, e exigem uma potência elétrica a bordo apenas para regular (iniciar e encerrar) o processo de propulsão.

Este trabalho traz uma visão geral sobre os sistemas de propulsão que estão disponíveis para missões com nanosatélites com base em informações publicamente disponíveis. Algumas das tecnologias de propulsão apresentadas neste trabalho voaram como sistema

de propulsão primário em CubeSats ou como propulsão secundária em satélites maiores, enquanto outras permanecem em fase de desenvolvimento. É importante notar que uma comparação direta dos sistemas de propulsão química e elétrica usando apenas fatores de desempenho, como empuxo e impulso específico, não é o único processo utilizado para a escolha de um propulsor para a realização de uma missão, dados os vários pontos fortes e fracos dessas tecnologias em diferentes requisitos e limitações da própria missão. Contudo, com base na pesquisa realizada, serão apresentados os processos operacionais dos propulsores e uma análise do desempenho dos mesmos em função do empuxo, impulso específico, potência e razão empuxo-potência. As métricas de desempenho fornecidas foram obtidas através de dados da literatura, artigos publicados e dados disponibilizados pelos fabricantes. Este trabalho tem como intuito oferecer além dos dados tecnológicos e operacionais, um documento de pesquisa para o leitor interessado no campo das tecnologias de propulsão para nanossatélites.

## 1.1 Objetivos

### 1.1.1 Objetivo Geral

Dentro da ampla gama de possibilidades oferecidas pelos nanossatélites, este trabalho tem como objetivo geral analisar os sistemas propulsivos utilizados nas missões realizadas nas últimas duas décadas com nanossatélites e os sistemas que estão em avançado desenvolvimento. Com base nessas informações, a ideia é apresentar uma pesquisa bibliográfica para demonstrar os avanços já obtidos e o que esperar dessas tecnologias.

### 1.1.2 Objetivo Específico

O objetivo específico é realizar uma análise dos fatores de desempenho obtidos com os diversos propulsores pesquisados e com isto evidenciar as diferenças, vantagens e desvantagens dos mesmos.

## 2 Metodologia

Para este trabalho foi realizado um estudo aprofundado, utilizando diversas fontes como publicações em periódicos, conferências, artigos, páginas na *web* das missões espaciais, assim como bancos de dados para que fosse possível compreender melhor o atual cenário de desenvolvimento dos sistemas propulsivos para os nanossatélites, em especial CubeSats.

Foi adotado o máximo de cuidado ao categorizar os sistemas propulsivos aqui estudados, visando obter as informações da forma mais clara possível. A pesquisa é densa pois muitas dessas tecnologias se encontram em constante desenvolvimento, portanto podem estar ausentes, na análise de algumas missões, algumas informações específicas que ainda não haviam sido disponibilizadas para o domínio público quando este trabalho foi escrito.

Nos últimos anos, a indústria de pequenos satélites experimentou um crescimento explosivo e a maior parte desse crescimento vem da classe dos nanossatélites, em particular CubeSats. Os artigos analisados e citados neste trabalho, foram encontrados através do Google Acadêmico e sites dedicados exclusivamente para as comunidades de desenvolvimento de sistemas propulsivos, como é o caso do site da *Electric Rocket Propulsion Society*, sempre almejando a qualidade das publicações e a quantidade de referências. Esta metodologia foi adotada pois é do interesse do autor que este trabalho sirva para a sociedade científica como um documento sobre o atual estado da arte dos sistemas propulsivos para os nanossatélites. As referências foram encontradas através de pesquisas com palavras-chave como "cubesat", "nanosat", "nanossatélites", "*nanosatellite*" e "*propulsion*", tanto no singular quanto no plural.

### 2.1 Organização do trabalho

Este trabalho inicia-se com um referencial teórico no capítulo 3, abordando a física por trás de um sistema propulsivo qualquer. Compreender melhor a física dos sistemas propulsivos é indubitavelmente necessário para que possamos entender os parâmetros de desempenho utilizados pela indústria aeroespacial para escolher o propulsor mais adequado para uma missão.

Em seguida, no capítulo 4, são apresentados os sistemas de propulsão química no espaço, abordado a física desses sistemas assim como os tipos de propelentes utilizados. Os tipos de propelentes químicos estudados aqui são: hidrazina; outros mono e bipropelentes (com foco em propelente "verdes"); híbridos; gás frio e quente; e sólidos. Para uma melhor compreensão do setor espacial, foram destacadas as vantagens e desvantagens de forma

geral de cada tipo de propelente, assim como as missões realizadas e planejadas para os próximos anos para cada tipo de propulsor.

No capítulo 5, são apresentados os sistemas de propulsão elétrica no espaço, abordado a física desses sistemas assim como os tipos de propelentes utilizados. Os sistemas de propulsão elétrica foram categorizados em: *resistojets*; *eletrosprays*; propulsores de íons em grades; efeito Hall; plasma pulsado; arco à vácuo; magnetoplasmodinâmicos e bipolares. Foram destacadas as vantagens e desvantagens de forma geral de cada tipo de propulsor, os propelentes utilizados, assim como as missões realizadas e planejadas para os próximos anos para cada tipo de propulsor.

No capítulo 6, são apresentados os sistemas que não utilização propelente como as velas solares e amarras eletrodinâmicas. São abordados os avanços alcançados por estas tecnologias nos últimos anos com as suas vantagens e desvantagens.

Concluindo no capítulo 7 com as considerações finais, trazendo uma análise dos dados de desempenho dos propulsores pesquisados, oferecendo para o leitor uma visão geral do cenário de desenvolvimento de tecnologias de propulsão para nanossatélites. Os dados apresentados demonstram a importância desta pesquisa científica para que a comunidade se mantenha atualizada sobre as tecnologias que estão sendo utilizadas e desenvolvidas no momento.

## 3 Referencial Teórico

### 3.1 Conceitos Básicos da Propulsão

Para que possamos compreender melhor como a propulsão funciona aos olhos da física, podemos imaginar um foguete como o representado na figura 1, com inicialmente uma velocidade instantânea  $v$  e uma massa instantânea  $M$ , ele ejeta produtos de exaustão com massa  $dM$  e velocidade  $U$ . Depois de um tempo  $dt$ , o foguete tem massa  $M - dM$  e velocidade  $v + dv$ . É importante notarmos que todas as velocidades são medidas no referencial inercial da Terra.

Podemos adotar um volume de controle (VC) composto pelo foguete e os produtos de exaustão, este volume é fechado e isolado. Ao aplicarmos a conservação do momento linear iremos obter que  $P_i = P_f$ .

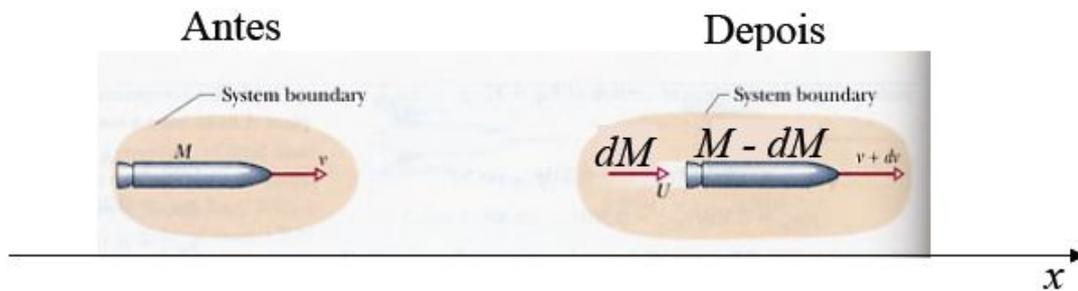


Figura 1 – Momento linear aplicado a um volume de controle de um foguete simples

$$\text{Antes} : P_i = Mv \quad (3.1)$$

$$\text{Depois} : P_f = (M - dM)(v + dv) + dMU \quad (3.2)$$

$$\Rightarrow Mdv = (v + dv - U)dM \quad (3.3)$$

Teremos então uma relação entre a velocidade de saída dos produtos de exaustão e a velocidade do foguete após o tempo  $dt$  (equação 3.4), chamada de velocidade de escape equivalente ou efetiva  $\vec{v}_{eq}$ , essa quantidade é controlada pois está ligada ao processo realizado pelo sistema propulsivo:

$$\vec{v}_{eq} = \vec{U} + (\vec{v} + d\vec{v}) \quad (3.4)$$

Em termos dos módulos teremos para esta equação o seguinte resultado:

$$U = -v_{eq} + (v + dv) \quad (3.5)$$

Substituindo a equação 3.5 na equação 3.3 teremos que:

$$Mdv = dMv_{eq} \quad (3.6)$$

Podemos escrevê-la como:

$$M \frac{dv}{dt} = v_{eq} \frac{dM}{dt} = \dot{m}v_{eq} \quad (3.7)$$

Sendo  $dM/dt$  a taxa de consumo de massa expelida  $\dot{m}$ . Aqui surge o nosso empuxo como sendo uma força resultante:

$$T = M \frac{dv}{dt} \Rightarrow v_{eq} = \frac{T}{\dot{m}} \quad (3.8)$$

Entretanto, mesmo que o empuxo  $T$  seja constante o movimento do foguete não é uniformemente acelerado, pois a massa é variável, logo:

$$dv = v_{eq} \frac{dM}{M} \Rightarrow \int_{v_i}^{v_f} dv = v_{eq} \int_{M_o}^{M_f} dM/M \Rightarrow \Delta v = v_{eq} \ln \left( \frac{M_o}{M_f} \right) \quad (3.9)$$

Chegamos por fim na na equação do foguete ideal, onde  $M_o$  é a massa inicial,  $M_f$  é a massa final após a ejeção dos produtos de exaustão utilizados. Na equação 3.9 corrigiu-se o sinal de  $dM$  para considerarmos a variação de massa do foguete, e não do combustível ejetado. Sabendo que massa final  $M_f$  é a diferença entre a massa inicial e a massa expelida, a relação entres essas massas pode ser definida como:

$$M_{exp} = M_o - M_f \quad (3.10)$$

Podemos então reescrever a equação do foguete como sendo:

$$\Delta v = v_{eq} \ln \left( \frac{M_o}{M_f} \right) = v_{eq} \ln \left( \frac{M_o}{M_o - M_{exp}} \right) \quad (3.11)$$

O impulso total,  $I$ , é um parâmetro de desempenho importante. Ele é definido através da seguinte equação:

$$I = \int_0^t T(t) dt \quad (3.12)$$

A equação 3.12 nos mostra a quantidade de energia liberada por um sistema de propulsão. Se o empuxo for constante ao longo do tempo de queima, o impulso total será simplesmente o produto do empuxo e o tempo de queima.

O impulso específico  $I_{sp}$  é definido como o impulso total normalizado pelo peso dos produtos de exaustão. Quando a força de empuxo é constante e a taxa de fluxo de massa de propelente é uniforme, o impulso específico é dado por:

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}g_0} = \frac{v_{eq}}{g_0} \quad (3.13)$$

Onde  $T$  é o empuxo,  $\dot{m}$  é a taxa de fluxo de massa e  $g_0$  é a constante gravitacional na superfície da Terra, com valor de  $9,80665m/s^2$ . A unidade de medida para o impulso específico, segundo o Sistema Internacional de Unidades (SI), é segundos.

O impulso específico mede o quão eficientemente produzimos o empuxo para o dado foguete, de forma análoga ao consumo específico de combustível de um carro, dado por quilômetros por litro de combustível. Analisando a equação 3.13, podemos observar que para valores mais altos de  $I_{sp}$  temos uma redução no fluxo de massa dos produtos de exaustão necessário para atingir um determinado nível de empuxo. Para sistemas de propulsão de lançamento, como é o caso de foguetes, o empuxo é mais importante do que o  $I_{sp}$ , uma vez que a força precisa ser suficiente para levantar o foguete do solo e atravessar a atmosfera. Para motores de estágio superior e propulsão no espaço (como é o caso de satélites), o  $I_{sp}$  é o mais importante, pois possibilita a realização de manobras de precisão como por exemplo o controle de atitude. A redução da massa total de propelente é extremamente benéfica pois os custos de lançamento por quilo são altos (JONES, 2018).

Podemos chegar na famosa equação do foguete de outra forma, para isto vamos utilizar um diagrama de corpo livre (figura 2). Na figura temos que o empuxo  $T$  é produzido pelo foguete e atua ao longo do seu eixo longitudinal do veículo,  $v$  é a velocidade do foguete,  $D$  é a força de arrasto, que é oposta à direção do voo,  $L$  é a força de sustentação, que é perpendicular à direção do voo;  $Mg$  é o peso do foguete,  $v_e$  é a velocidade de exaustão e  $\dot{m}$  é o fluxo de massa ejetada do foguete. Observe na figura 2 que devido à gravidade e às forças aerodinâmicas como o arrasto e sustentação, a direção de voo ( $\gamma$ ) não coincide com a direção de empuxo ( $\theta$ ). Observe também que, para continuar acelerando para cima, o empuxo produzido pelo foguete deve superar o arrasto e o peso do veículo.

Aplicando a segunda lei de Newton na direção do voo ( $\gamma$ ) teremos:

$$\sum F_\gamma = M \frac{dv}{dt} = T \cos(\theta - \gamma) - D - Mg \sin \gamma \quad (3.14)$$

Os termos da equação 3.14 mudam à medida que o tempo passa pois além da massa do foguete ( $M$ ) diminuir em função do tempo a direção de voo também pode

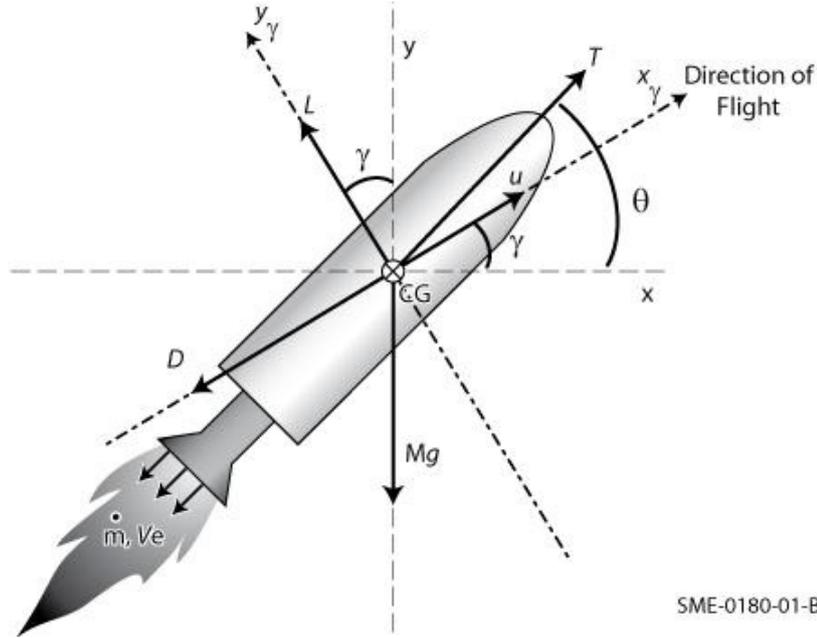


Figura 2 – Forças agindo em um foguete enquanto ele voa. (LEYVA et al., 2011)

mudar. Quando a direção do voo muda o nosso sistema de coordenadas  $x_\gamma - y_\gamma$  gira em relação ao sistema de coordenadas  $x - y$  fixo. Por definição, estamos escolhendo  $x$  para estar alinhado com a direção do voo. Assim, podemos definir a aceleração na direção perpendicular ao voo (adotando a possível rotação dos eixos), como sendo:

$$\sum F_{\perp\gamma} = Mv \frac{d\gamma}{dt} = T \sin(\theta - \gamma) + L - Mg \cos\gamma \quad (3.15)$$

Integrando a equação 3.14 iremos obter a velocidade atingida por um foguete em um intervalo de um tempo inicial  $t_0$  a um tempo final  $t_f$ .

$$\frac{dv}{dt} = \frac{T}{M} - \frac{T}{M} [1 - \cos(\theta - \gamma)] - \frac{D}{M} - g \sin\gamma \quad (3.16)$$

$$\int_{v_0}^{v_f} dv = \int_{t_0}^{t_f} \frac{T}{M} dt - \int_{t_0}^{t_f} \frac{T}{M} [1 - \cos(\theta - \gamma)] dt - \int_{t_0}^{t_f} \frac{D}{M} dt - \int_{t_0}^{t_f} g \sin\gamma dt \quad (3.17)$$

$$\Delta v = \Delta v_{prop} - \Delta v_{steering} - \Delta v_{drag} - \Delta v_{gravity} \quad (3.18)$$

O arrasto, o peso e o empuxo direcional são subtraídos da força de empuxo produzida pelo foguete e fica evidente através da equação 3.18 que elas não são exercidas na mesma direção do voo.

As perdas gravitacionais são de suma importância para a análise. Contudo, para simplificar podemos considerar que estamos utilizando um corpo isolado no espaço, ou seja, a resultante das forças externas são nulas. Dessa forma, consideramos que  $\theta = \gamma$  e podemos substituir o  $v_{eq}$  da equação 3.8 na equação 3.18, sabendo que  $\dot{m} = -dM/dt$ , iremos obter a seguinte equação do foguete simplificada:

$$\Delta v = \int_{t_0}^{t_f} \frac{T}{M} dt = v_{eq} \int_{t_0}^{t_f} \frac{\dot{m}}{M} dt = -v_{eq} \int_{M_0}^{M_f} \frac{dM}{M} \quad (3.19)$$

$$\Delta v = -v_{eq} \ln \left( \frac{M_f}{M_0} \right) = v_{eq} \ln \left( \frac{M_0}{M_f} \right) = v_{eq} \ln \left( \frac{M_0}{M_0 - M_p} \right) \quad (3.20)$$

O efeito no  $\Delta v$  para sistemas com diferentes valores de  $I_{sp}$  em função da razão entre massa expelida e massa final,  $M_{exp}/M_f$ , pode ser visto na figura 3. Para veículos lançadores, a razão das massas pode se aproximar de 5 a 10, mas para a propulsão no espaço, como é o caso de satélites, essa razão varia de 0,2 a 1. Em ordem crescente, os valores de  $I_{sp}$  mostrados na figura são valores médios de propulsores de gás frio, mono-propelentes, sólidos e foguetes líquidos de alto desempenho, como veremos mais adiante neste trabalho. Nesta figura é evidenciado que quanto maior o valor de  $I_{sp}$ , maior será o valor do  $\Delta v$  alcançado para uma dada razão de massas. Vale ressaltar que a figura não contempla os valores de  $I_{sp}$  para os sistemas de propulsão elétrica.

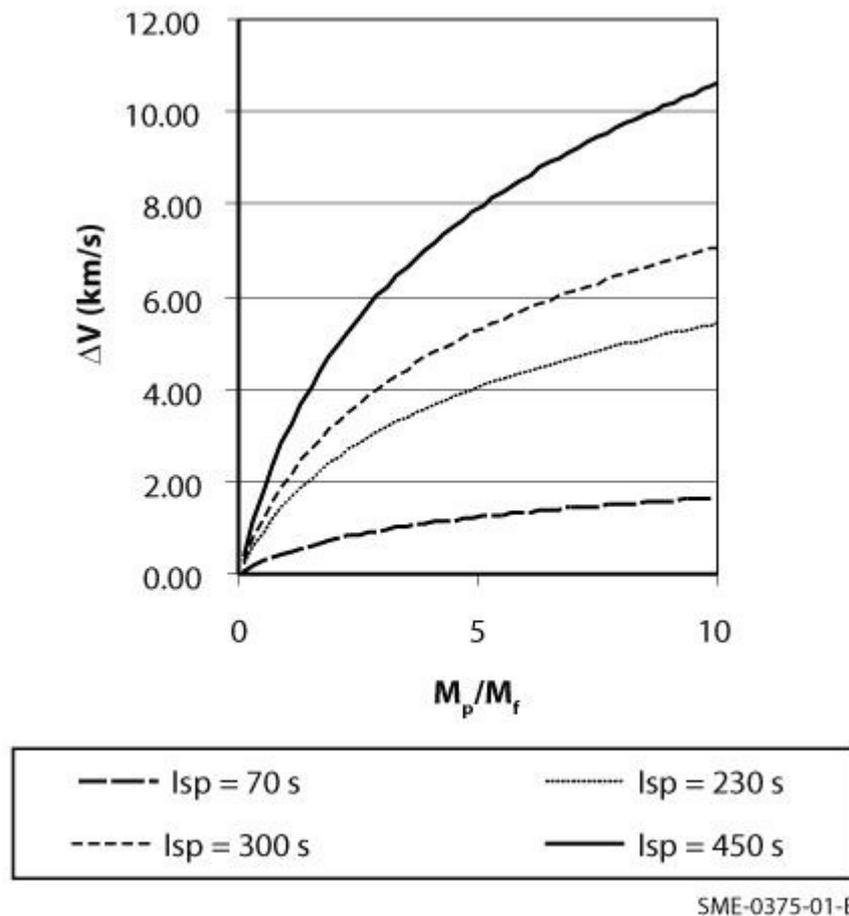


Figura 3 –  $\Delta v$  em função da razão  $M_{exp}/M_f$  e  $I_{sp}$ . (LEYVA et al., 2011)



## 4 Sistemas de Propulsão Química no Espaço

Os sistemas de propulsão química obtêm a energia necessária para gerar o empuxo através da combustão de produtos químicos reativos, os chamados propelentes. A energia cinética gerada é utilizada para mover ou controlar uma espaçonave. Quando o propelente é queimado, as ligações moleculares são quebradas e a energia é liberada na forma de calor. Esse aumento de temperatura do propelente gera por sua vez um aumento de pressão dentro da câmara.

Entre as principais funções dos sistemas de propulsão química estão o controle de reação, manutenção da estação, apontamento de precisão e manobra orbital. Eles podem fornecer a força propulsora necessária para a transferência de órbita e trajetórias interplanetárias. Os sistemas de controle de reação e manobra orbital fornecem a força propulsora para a manutenção da órbita, controle de posição, manutenção de estação e controle de atitude para satélites.

Os sistemas de propulsão química são os mais utilizados na indústria espacial devido sua capacidade de realizar manobras com alto empuxo. A principal desvantagem desses sistemas é seu impulso específico relativamente baixo quando comparado com outros sistemas propulsivos. Há uma popularidade crescente de propelentes alternativos, chamados de propelentes “verdes”, que oferecem vantagens em segurança e manuseio em comparação aos propelentes químicos tradicionais, como por exemplo a hidrazina.

Para realizar medições de empuxo em sistemas de propulsão química geralmente é utilizado uma estrutura de suporte de empuxo estacionário, como demonstrado na figura 4. Para analisar esse processo de testagem podemos utilizar um volume de controle (VC), isso nos permitirá medir essa força gerada e entender melhor a relação entre o empuxo e as condições de fluxo. É importante notar que o foguete não produz forças na direção  $y$ , nos permitindo analisar apenas as forças na direção  $x$ . Aplicando a segunda lei de Newton na direção  $x$  iremos obter a seguinte equação:

Aplicando a segunda lei de Newton na direção  $x$  iremos obter a seguinte equação:

$$\sum \vec{F}_x = \frac{d}{dx} \int_{VC} \rho \vec{v}_x dV_0 + \int_{SC} \rho \vec{v}_x \vec{v}_x \cdot d\vec{A} \quad (4.1)$$

Onde  $\rho$  denota a densidade e  $v_x$  é a velocidade na direção  $x$ . Do lado esquerdo da equação temos o somatório das forças atuando no volume de controle na direção  $x$ , enquanto que no lado direito temos a taxa de variação de tempo da integral do momento por unidade de volume ( $dV_0$ ) atuando sobre o volume de controle (VC) como primeiro termo e o fluxo de momento através da superfície de controle (SC) como segundo termo.

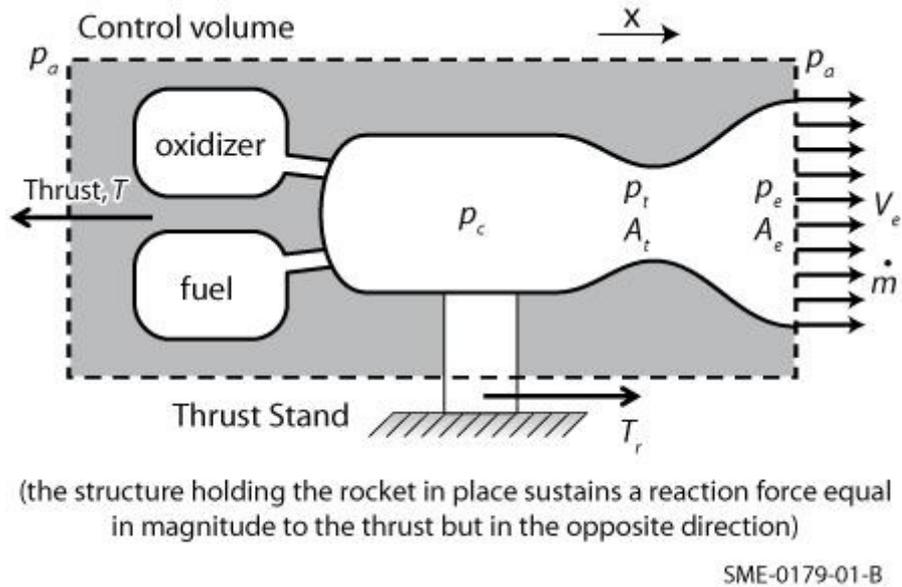


Figura 4 – Volume de Controle de um Motor de Foguete Simples (LEYVA et al., 2011)

A força exercida no suporte sobre o volume de controle ( $T_r$ ) tem a mesma magnitude do empuxo, mas na direção oposta, como determinado pela terceira lei de Newton e além dela temos as forças de pressão. Para equacionar o problema vamos supor que  $T_r$  esteja na direção  $x$  positiva, uma vez que o suporte tem que exercer uma força para a direita para neutralizar o empuxo do foguete.

Através da equação 4.1 podemos definir os termos para o caso de operação estável como:

$$T_r + p_a A_e - p_e A_e = \dot{m} V_e \quad (4.2)$$

$$T_r = \dot{m} V_e + A_e (p_e - p_a) \quad (4.3)$$

Onde  $A_e$  é a área de saída da tubeira do foguete,  $\dot{m}$  é a taxa de fluxo de massa sendo expelida através da tubeira, ou seja, a massa que o foguete está perdendo por unidade de tempo,  $p_e$  e  $p_a$  são as pressões exercidas nos planos de saída da tubeira e o ambiente respectivamente, e  $V_e$  é a velocidade de exaustão da tubeira. Temos que  $\dot{m} V_e$  é positivo e domina o segundo termo para condições operacionais práticas. Logo teremos que a força de reação  $T_r$  estará na direção positiva do eixo  $x$ .

Em conformidade com a terceira lei de Newton temos que o empuxo  $T$  e a força de reação  $T_r$  são iguais em módulo mas agem em sentidos opostos. Chegamos a seguinte expressão resultante para empuxo:

$$T = \dot{m} V_e + A_e (p_e - p_a) \quad (4.4)$$

Na equação 4.4,  $T$  é exercido no sentido negativo do eixo  $x$  e é possível vermos que ele depende da quantidade de fluxo de massa que é ejetada pelo motor e da sua velocidade ao atingir a saída da tubeira. O segundo termo representa a diferença entre a pressão na saída da tubeira e a pressão atmosférica. À medida que um foguete viaja pela atmosfera e a pressão atmosférica muda, a força também muda, podendo aumentar ou diminuir o empuxo. Para motores de estágio superior e sistemas de propulsão no espaço, como será nosso caso de estudo, a pressão atmosférica é próxima a zero.

Para aumentar o empuxo, poderíamos aumentar o  $V_e$  aumentando a área de saída da tubeira ( $A_e$ ) enquanto mantemos a mesma temperatura, pressão da câmara, composição química do propelente e área da garganta. No entanto, isso resultaria em um  $p_e$  mais baixo, o que poderia ter efeitos adversos se o  $p_e$  for menor que  $p_a$  (teríamos uma tubeira superexpandida). É por isso que grandes proporções de área ( $A_{saída}/A_{garganta}$ ) são preferidas para motores de estágio superior, onde o foguete é acionado em valores muito baixos de pressão atmosférica ou no vácuo.

Para uma razão de área fixa, podemos aumentar  $V_e$  e empuxo aumentando a pressão ou temperatura da câmara, o que pode ser feito alterando a razão da mistura combustível e oxidante ou os propelentes usados no motor. Porém, vale ressaltar que aumentar a pressão da câmara exigiria paredes mais grossas e por consequência mais pesadas. Aumentar a temperatura da chama exigiria mais resfriamento, o que diminui o desempenho, ou a utilização de materiais mais caros. Outra forma de aumentar o  $V_e$  e o empuxo seria aumentar  $\dot{m}$ . Isso poderia, entretanto, implicar em um tempo de queima mais curto para uma determinada quantidade de propelente ou mais propelente para transportar, aumentando a massa total do veículo espacial.

Se dividirmos o empuxo (equação 4.4) pela taxa de fluxo de massa que sai da tubeira, iremos obter a velocidade de escape equivalente ou efetiva, que nos mostra quão eficientemente o motor produz o empuxo.

$$v_{eq} = \frac{T}{\dot{m}} = V_e + \left( \frac{p_e - p_a}{\dot{m}} \right) A_e \quad (4.5)$$

Observe que quando  $p_e$  é igual a  $p_a$ , temos uma tubeira adaptada e  $V_e$  é igual a  $v_{eq}$ .

Uma outra forma de medir o desempenho de um foguete em um suporte estático é através da velocidade de escape característica, conhecida como  $c^*$ . Ela é definida pela seguinte equação:

$$c^* = \frac{p_c A_t}{\dot{m}} \quad (4.6)$$

Onde  $p_c$  é a pressão da câmara e  $A_t$  é a área da garganta. Essa equação independe

do formato da tubeira e é utilizada para medir a eficiência da combustão.

Temos que os valores para  $c^*$  variam de 1333 m/s para hidrazina ( $N_2H_4$ ), 1640 m/s para sistemas hipergólicos de  $N_2O_4$  e MMH (monometilhidrazina) e até 2360 m/s para sistemas de oxigênio líquido (LOX) e hidrogênio líquido (LH2). Os resultados experimentais, entretanto, são normalmente dados em termos de eficiência  $c^*$  em relação aos valores teóricos calculados a partir da termoquímica. Os valores de eficiência ( $c_{exp}^*/c_{teo}^*$ ) estão geralmente na faixa de 96 a 98% (LEYVA et al., 2011).

Uma relação simplificada entre o impulso específico,  $I_{sp}$ , temperatura da câmara,  $T_c$  e peso molecular da espécie do propelente usado na exaustão, MW, é dada por:

$$I_{sp} = \sqrt{\frac{R_u T_c}{MW} \frac{2k}{k-1} \left[ 1 - \left( \frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + \frac{p_e - p_a}{p_c} c^* \epsilon \quad (4.7)$$

Onde  $k$  é a razão dos calores específicos  $c_p/c_v$ ,  $R_u$  é a constante universal dos gases (8,314472 J/mol K),  $p_e$  é a pressão de exaustão da tubeira,  $p_c$  é a pressão da câmara de combustão,  $p_a$  é a pressão atmosférica,  $\epsilon$  é a razão de expansão da área da tubeira, ou seja, a área de saída da tubeira dividida pela área da garganta,  $A_e/A_t$ , e  $c^*$  é a velocidade de exaustão característica, que já foi definida na equação 4.6. Analisando mais profundamente a equação 4.7, é possível notar que é preferível ter gases de exaustão com baixo peso molecular, como por exemplo o vapor de água produzido quando H2 e O2 são usados como propelentes (LEYVA et al., 2011), para obtermos maiores valores de  $I_{sp}$ . Além disso, podemos observar também que quanto mais alta é a temperatura de combustão, mais alto é o impulso específico.

Substituindo a equação 3.13 na equação do foguete ideal (3.9), iremos obter a seguinte expressão em termos do  $I_{sp}$ :

$$\Delta V = I_{sp} g_0 \ln \left( \frac{M_0}{M_f} \right) \quad (4.8)$$

Onde temos uma relação linear entre o  $\Delta V$  e  $I_{sp}$ , nos mostrando que quaisquer melhorias aplicadas no impulso específico têm um grande efeito no  $\Delta V$ . As formas alternativas da equação do foguete possibilitam uma maior utilidade para resolver cálculos preliminares de um projeto, como é o caso das seguintes equações:

$$M_p = M_f (e^{\Delta V/V_e} - 1) = M_f (e^{\Delta V/I_{sp} g_0} - 1) \quad (4.9)$$

$$M_p = M_0 (1 - e^{-\Delta V/V_e}) = M_0 (1 - e^{-\Delta V/I_{sp} g_0}) \quad (4.10)$$

## 4.1 Hidrazina

A hidrazina ( $N_2H_4$ ) é o monopropelente mais amplamente utilizado para grandes satélites desde 1960, promovendo um ecossistema robusto de componentes e grande herança de voo. Devido a isto, suas características e propriedades são bem definidas. A hidrazina é decomposta através do uso de catalisadores, produzindo assim gases quentes para a combustão. Normalmente, os sistemas de propulsão de hidrazina também têm a vantagem de serem qualificados para várias partidas a frio, o que pode ser benéfico para um nanossatélite, por exemplo, que possui limitações de energia (NASA, 2016).

A baixa massa e volume de um número significativo de sistemas de propulsão de hidrazina de satélites maiores permitem que esses sistemas também sejam adequados para nanossatélites. Os propulsores que realizam pequenas manobras corretivas e controle de atitude em grandes satélites podem ser grandes o suficiente para realizar manobras primárias de alto empuxo para pequenos satélites e podem atuar como o sistema de propulsão principal. Porém, o ponto de congelamento da hidrazina é de 3 °C, o que torna necessário um sistema de manutenção de temperatura para não comprometer o desempenho do propelente (MEYER et al., 2012).

A hidrazina está entre as melhores opções de propelentes atualmente disponíveis para aplicações de micropropulsão. A simplicidade do sistema provou ser capaz de fornecer desempenho confiável para muitos satélites. Por conta desta simplicidade, é possível a miniaturização de todos os componentes sem uma grande redução no desempenho (POPESCU et al., 2018). Entre os exemplos que reforçam o desempenho da hidrazina como propelente estão o MR-103H, com TRL 9, 1,07 N de empuxo, 220 segundos de impulso específico, 6,5 W de potência e 195 g de massa, além de possuir a capacidade de ignição catalítica e de reinicialização, quando necessária (NASA, 2016). O *Hydrazine milli-Newton Thruster* (HmNT) (figura 5), com TRL 4-5, 129 mN de empuxo, 150 segundos de impulso específico, 8,25 W de potência e 40 g de massa. Estão em desenvolvimento (TRL 2-3) algumas versões utilizando sistemas microeletromecânicos (*microelectromechanical systems* - MEMS), mas nenhum dado de desempenho está disponível ainda e portanto estes sistemas não são apresentados neste trabalho (MEYER et al., 2012).

O propulsor da empresa ArianeGroup possui uma extensa herança de voo e é capaz de produzir um empuxo nominal de 1 N, impulso específico de 220 s e pesa cerca de 290 gramas (ARIANEGROUP, 2021). A empresa Aerojet Rocketdyne também possui inúmeros propulsores com excelentes heranças de voo, como o MR-103, MR-106 e MR-111, totalmente aplicáveis para missões com pequenos satélites para controle de atitude (YARNOT; DAWSON; MORGAN, 2016). A empresa americana Moog Incorporated possui propulsores que voaram com sucesso em uma série de missões. Seus propulsores são leves e têm requisitos de energia moderados, sendo capazes de fornecer até 4,5 N de empuxo em estado estacionário, como é o caso do propulsor MONARC-5 utilizado em 2015

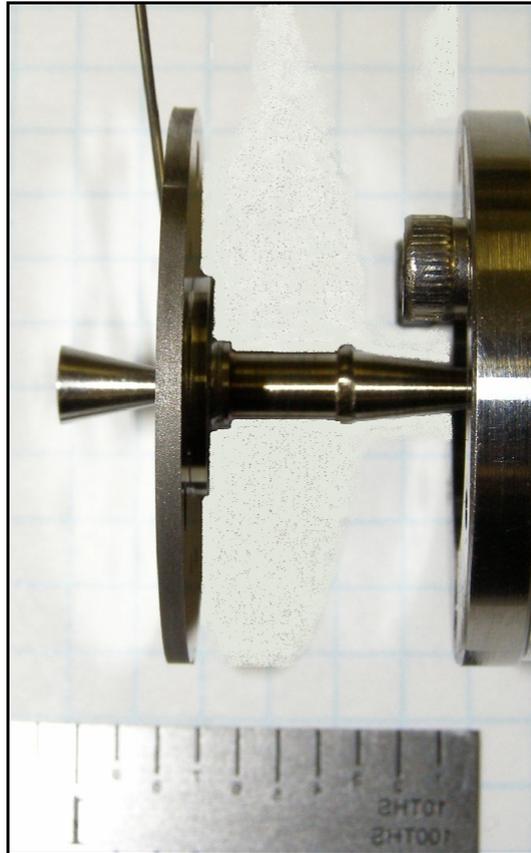


Figura 5 – Hydrazine Milli-Newton Thrusters (HmNT) desenvolvido pelo Jet Propulsion Laboratory (JPL) (PARKER et al., 1999).

pela NASA para a missão SMAP (Soil Moisture Active Passive). Entre outros propulsores potencialmente aplicáveis da Moog estão o MONARC-1 e MONARC-22 (MILLER et al., 2021).

No entanto, a hidrazina é corrosiva, tóxica e potencialmente carcinogênica. Seu manuseio requer precauções de segurança significativas (LEMMER, 2017). Inibições adicionais são necessárias para sistemas de propulsão de hidrazina devido à possibilidade de autocombustão em temperatura e pressão ambiente, sendo comumente utilizadas válvulas seriais redundantes para evitar derramamentos ou vazamentos. O uso de hidrazina requer um traje autônomo de proteção atmosférica (self-contained atmospheric protective ensemble - SCAPE) e supervisão operacional significativa. Devido aos requisitos de segurança aumentados para inibir qualquer eventual combustão acidental, o uso de hidrazina se torna muitas vezes caro para se utilizar em CubeSats, que tendem a ter baixos custos de construção e lançamento (NOSSEIR; CERVONE; PASINI, 2021; LEMMER, 2017).

A Agência Europeia de Produtos Químicos (*European Chemicals Agency* - ECHA), através do *Registration, Evaluation, Authorization and restriction of Chemicals* (REACH), incluiu a hidrazina na lista de Substâncias de Altíssima Preocupação (*Substances of Very High Concern* - SVHC), abrindo assim um processo que acabará levando à proibição do

uso da hidrazina e seus derivados como propelente espacial em países europeus nos próximos anos (ECHA, 2019). Para evitar que o uso da hidrazina e de propelentes igualmente perigosos aumentassem a carga econômica da indústria espacial, diferentes entidades globais estiveram envolvidas na aceleração de atividades de pesquisa para o desenvolvimento de propelentes verdes por meio de vários projetos e missões, como *Green Advanced Space Propulsion* (GRASP), *Pulsed Chemical Rocket with Green High Performance Propellants* (PulCheR), *Replacement of hydrazine for orbital and launcher propulsion systems* (RHEFORM), *European projects and Green Propellant Infusion Mission* (GPIM), e o projeto de demonstração de tecnologia da NASA (NOSSEIR; CERVONE; PASINI, 2021).

Como resultado, houve uma ênfase global no desenvolvimento e uso de propelentes alternativos à hidrazina, com menor toxicidade para reduzir os riscos incorridos devido à contaminação durante os testes de laboratório e fases da missão. Foram então desenvolvidos os monopropelentes verdes. Desde o início, os propelentes verdes modernos têm mostrado alta favorabilidade não apenas em termos de operabilidade, eficiência de custos e segurança ambiental, mas também em desempenho e melhores propriedades físico-químicas, tornando o utilização destes propelentes cada vez mais comum para os sistemas de propulsão de CubeSats (NOSSEIR; CERVONE; PASINI, 2021). Entre as vantagens destes propelentes estão a sua baixa toxicidade e baixa pressão de vapor, tornando-os menos perigosos. Propelentes verdes como por exemplo o enxofre hexafluoreto (SF<sub>6</sub>), AF-M315E, dinitramida de amônio (*Ammonium Dinitramide* - ADN), oferecem vantagens adicionais significativas, como uma densidade mais alta, melhor desempenho para o sistema de propulsão com maior empuxo e impulso específico, e requisitos de condicionamento térmico reduzidos para armazenamento, quando comparados com a hidrazina. No entanto, eles apresentam uma desvantagem por exigirem temperaturas de pré-aquecimento mais altas do que os típicos 120-150 °C dos propulsores de hidrazina (TUMMALA; DUTTA, 2017). Um resumo de todos estes dados é apresentado na tabela 1.

Nome do Propulsor	Desenvolvedor	Empuxo (N)	$I_{sp}$ (s)
MR-103H	Aerojet Rocketdyne	1,07	220
HmNT	JPL	0,129	150
1N	ArianeGroup	1	220
MONARC-5	Moog Incorporated	4,5	226,1

Tabela 1 – Sumário dos propulsores de hidrazina pesquisados.

## 4.2 Gás Frio e Quente

Os sistemas de propulsão a gás frio são utilizados para missões espaciais desde 1950 devido seu grande grau de simplicidade e praticidade (MUELLER; HOFER; ZIEMER, 2010). Esses sistemas consistem em acelerar um gás armazenado em um tanque com alta pressão por meio de uma tubeira usando apenas a entalpia armazenada disponível e sem a necessidade de um processo de combustão, com a finalidade de gerar o empuxo. Devido à ausência de um processo de combustão, estes sistemas requerem apenas um propelente, podendo este ser um gás pressurizado ou líquido saturado. São uma das tecnologias mais maduras (TRL 9) utilizadas para pequenos satélites, possuindo uma grande herança de voo e sendo capazes de oferecer grande confiabilidade e baixo custo para um projeto (TUMMALA; DUTTA, 2017). Os propelentes líquidos apresentam uma vantagem sobre os propelentes gasosos devido a redução no volume de armazenamento, algo muito importante para missões com CubeSats, por exemplo. Porém a utilização de propelentes líquidos pode causar uma desestabilização do satélite devido ao seu movimento interno no tanque de armazenamento (MUELLER; HOFER; ZIEMER, 2010).

Os sistemas de propulsão a gás quente são quase idênticos ao gás frio, com a exceção de que o gás passa por algum tipo de elemento de aquecimento, como um aquecedor de resistência, antes de entrar na tubeira do propulsor. O aquecimento do gás consome mais energia elétrica, mas aumenta o impulso específico do propelente. Os sistemas de gás quente são frequentemente chamados de propulsão “resistojet” (NASA, 2016). Abordaremos sobre eles mais adiante. A principal vantagem de usar a versão de gás quente ao invés do gás frio é a redução em aproximadamente 50% do volume do tanque de armazenamento de propelente (TUMMALA; DUTTA, 2017). A figura 6 mostra o esquemático de funcionamento de ambos os sistemas.

A toxicidade e a maior disponibilidade do propelente selecionado também afetam o custo do projeto de um sistema de propulsão. Portanto, o uso de propelentes ecológicos levará a uma diminuição dos custos incorridos com medidas de segurança, armazenamento e transporte (LEMMER, 2017). Além disso, quanto mais simples for o design de um sistema de propulsão a gás frio menor será a massa e os requisitos de energia para fins de regulação do propelente. No entanto, é importante frisar que essas vantagens têm o custo de um perfil de empuxo monotonicamente decrescente ao longo de um período de tempo. O empuxo produzido é diretamente proporcional à pressão do propelente dentro do tanque, onde o propelente é armazenado, logo, a pressão do tanque diminui devido ao uso do propelente, resultando em uma diminuição do empuxo máximo que é gerado pelo sistema (ASAKAWA et al., 2020).

Quando comparados com outros tipos de sistemas de propulsão, os sistemas de gás frio têm  $I_{sp}$  significativamente menor e fornecem menos  $\Delta V$  pois a energia armazenada nas ligações químicas do propelente não é utilizada, uma vez que não ocorre combustão. Por

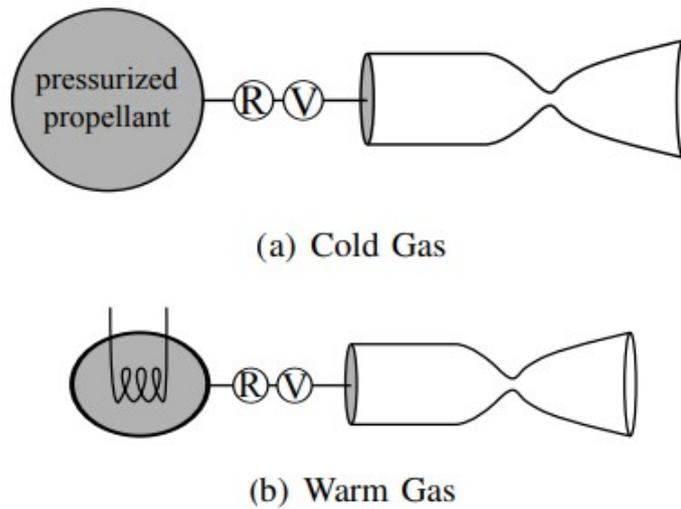


Figura 6 – Esquemático do funcionamento de um propulsor a gás frio (a) e gás quente (b).

conta disso, tais sistemas são utilizados para fornecer controle de atitude, pois fornecem bits de impulso muito baixos que possibilitam realizar manobras precisas de apontamento, por exemplo. No entanto, o baixo impulso específico desses sistemas os impossibilita de executar grandes manobras de correção de órbita (ASAKAWA et al., 2020). Os propulsores a gás frio são pequenos e leves, tornando-os fáceis de implementar em pequenos satélites, estágios superiores de foguetes, e também no uso para atividade extraveicular (*extra-vehicular activity* - EVA) dos astronautas para realizar exploração espacial (LEMMER, 2017).

Embora nenhuma tecnologia específica de prevenção de *sloshing* (movimentação do líquido dentro do tanque de armazenamento) esteja disponível para CubeSats, uma tecnologia especial *anti-sloshing* foi utilizada em um sistema de propulsão de um satélite maior, o nanossatélite SNAP-1 desenvolvido pela Surrey Satellite Technology Ltd. (SSTL), lançado em 2000 (MILLER et al., 2021).

Entre os propelentes mais utilizados para sistemas de propulsão a gás frio, desenvolvidos para a plataforma CubeSat, estão o nitrogênio, butano, hexafluoreto de enxofre líquido, argônio, xenônio, R134a e R236fa. Estes propelentes são inertes e não tóxicos, pois a indústria aeroespacial sempre adota abordagens que visam não causar danos às cargas primárias por parte das cargas secundárias, como é o caso da maioria dos CubeSats lançados como apresentado em Cruz (2021). Apesar do enorme nível de maturidade dessa tecnologia, poucas informações são disponibilizadas publicamente sobre o desempenho desses sistemas em órbita por parte das empresas que os desenvolvem (MILLER et al., 2021).

A grande pressão de armazenamento do propelente também cria um risco de va-

zamento nas válvulas, em particular após um uso prolongado ao longo da missão, aumentando assim a probabilidade de deposição de contaminantes nas válvulas (LEMMER, 2017). Para solucionar este problema, foi desenvolvido em 2008 pela empresa sueca NanoSpace (agora GomSpace Sweden) um sistema de propulsão de gás frio que utiliza sistemas microeletromecânicos (*microelectromechanical systems* - MEMS) (TUMMALA; DUTTA, 2017). Este sistema é capaz de fornecer um empuxo extremamente pequeno e preciso para uma variedade de missões de satélite. Voo em formação e controle preciso de atitude são exemplos em que níveis de empuxo na faixa de micro a mili-Newton são necessários. Foi demonstrado em voo na missão PRISMA, uma missão europeia para demonstrar voo de formação autônomo e técnicas de *rendez-vous*. Mais detalhes sobre as especificações técnicas desses sistemas serão mostradas adiante (ASAKAWA et al., 2020).

A *University of Toronto Institute for Aerospace Studies* (UTIAS) e o *Space Flight Laboratory* (SFL) lançaram em 2008 o CubeSat 3U CanX-2 (*Canadian Advanced Nanospace Experiment 2*), com um sistema de propulsão a gás frio. O sistema de propulsão a gás frio do CanX-2, conhecido como NANOPS (*Nano Propulsion System*), utilizou hexafluoreto de enxofre (SF<sub>6</sub>) como propelente. O NANOPS foi desenvolvido especificamente para realizar voo em formação, o que foi executado com sucesso durante a missão que conseguiu obter um  $I_{sp}$  de 46 s e um empuxo de cerca de 35 mN, realizando inúmeras partidas e paradas para realizar manobras ao longo da missão (SARDA et al., 2010).

Em 2014, a UTIAS e SFL lançaram os nanossatélites CanX-4 e 5, realizando com sucesso uma missão que tinha como objetivo provar que o voo de formação de satélites pode ser realizado com uma precisão de erro de rastreamento submétrico para valores baixos de  $\Delta V$ . Ambos satélites eram cubos com 20 centímetros de aresta e possuíam cerca de 7 quilos cada. Além disso, contavam com uma nova versão do NANOPS utilizado na missão CanX-2, agora se chamando *Canadian Nanosatellite Advanced Propulsion System* (CNAPS), que consistia em quatro propulsores alimentados com SF<sub>6</sub>. Esse propelente atóxico foi selecionado por possuir alta pressão e densidade de vapor, o que é importante para a construção de um sistema de autopressurização (BONIN et al., 2015).

A empresa americana Aerospace Corporation desenvolveu um sistema de propulsão de gás frio que utilizava MEMS (*Micro-Electro-Mechanical Systems*) para o par de satélites da missão MEPSI (*Micro-Electromechanical System PicoSat Inspector*). Os satélites não possuíam o fator de forma de um CubeSat, no entanto, eram menores do que um CubeSat 1,5U. O sistema de propulsão foi fabricado de forma que o tanque de armazenamento do propelente, o encanamento e as tuberias fossem todos fabricados em uma única peça, limitando assim a possibilidade de vazamento. O sistema utilizava Xenon como propelente e foi capaz de produzir cerca de 20 mN de empuxo. A missão foi executada com sucesso em 2006 (HINKLEY, 2009).

A empresa de Cingapura Microspace Rapid Pte Ltd, lançou em 2014 o CubeSat

3U POPSAT-HIP1 (*Propulsion Operation Proof SATellite – High Performance 1*), que tinha como carga útil um sistema de propulsão a gás frio com oito propulsores. Os objetivos do sistema de propulsão eram permitir o voo em formação e fornecer fácil e precisa manutenção de estação. Esta tecnologia, patenteada pela Microspace Rapid Pte Ltd, utilizava microtubearias supersônicas que forneceram o controle para três eixos de rotação com um impulso de eixo único para aplicações translacionais com 1 mN de impulso nominal cada. Este CubeSat utilizava argônio como propelente, armazenado em um tanque que ocupava 2U de volume no satélite. Dados da missão mostraram que após um período de inatividade de cerca de 150 dias, o sistema de propulsão foi capaz de executar com sucesso as seguintes manobras: mudança de velocidade angular, redução da velocidade angular, mudança de atitude ao longo de dois eixos e *detumble* (processo de estabilização da taxa angular do satélite após a inserção orbital). Além disso, o sistema obteve um  $\Delta V$  de 2,25 m/s (MANZONI; BRAMA, 2015).

A parceria entre a *Netherlands Organization for Applied Scientific Research* (TNO), *University of Twente* e *Delft University of Technology* (TU Delft) resultou em 2013 a missão bem sucedida Delfi-n3xt. Foi desenvolvido e operado pelo grupo um sistema de propulsão a gás sólido frio a bordo de um CubeSat 3U. O sistema foi composto por tubearias e válvulas com base em MEMS, filtros para evitar o bloqueio do fluxo de gás devido às impurezas inerentes do propelente (figura 7). O propelente utilizado para esta missão foi o CGG (*Cool Gas Generator*), que nada mais é do que nitrogênio em forma sólida (grãos). Quando estes grãos são submetidos ao calor produzido por um arco eletrotérmico eles passam por uma rápida mudança de estado físico, se decompondo em 98% de nitrogênio no estado gasoso. O CubeSat Delfi-n3xt foi capaz de acender com sucesso dois grãos dos oito que carregava em órbita antes da falha no seu sistema de ignição, necessário para ativar os grãos (GUO; BOUWMEESTER; GILL, 2016).



Figura 7 – Sistema de propulsão a gás frio do CubeSat 3U Delfi-n3xt.

Em 2018, o *Jet Propulsion Laboratory* (JPL) da NASA lançou dois CubeSats 6U idênticos para a missão MarCO (*Mars Cube One*). Ambos os satélites tinham como objetivo auxiliar a comunicação durante o pouso da sonda *Lander InSight Mars*, tornando-

os assim, os primeiros CubeSats a realizarem uma missão de espaço profundo. O sistema de propulsão a gás frio utilizado na missão, chamado de MiPS (*Micro-Propulsion System*) mostrado na figura 8, foi desenvolvido pela empresa VACCO Industries e possuía oito propulsores, sendo quatro para realizar o controle de atitude e os outros quatro para realizar manobras de correção de trajetória (*Trajectory Correction Maneuvers - TCM*), além de fornecer a dessaturação das rodas de reação. O propelente utilizado por este sistema propulsivo foi o R-236fa. Cada sistema propulsivo pesa cerca de 3,5 quilos e é capaz de atingir 755 N-s de impulso total, 25 mN de empuxo para cada dos oito propulsores e atingir mais de 30 m/s de  $\Delta V$  (VACCO, 2018). Durante a missão a Marte, os dois CubeSats realizaram cinco manobras de correção de trajetória. Por utilizarem um sistema de baixo empuxo, vários disparos foram necessários ao longo de minutos para atingir um  $\Delta V$  desejado para ambos os satélites. Por conta disso, o rastreamento ocorreu entre os vários estágios da missão, fornecendo uma maior precisão de estimativa de posição, algo vantajoso para este tipo de missão (KLESH; KRAJEWSKI, 2015).



Figura 8 – Sistema de propulsão a gás frio MiPS desenvolvido pela VACCO Industries.

A empresa Tyvak Nanosatellite Systems LLC planeja lançar em 2021 dois CubeSats 3U para a missão CPOD (*Cubesat Proximity Operations Demonstration*). Eles utilizarão um sistema de propulsão a gás frio também construído pela VACCO Industries, que será capaz de fornecer até 186 N-s de impulso total,  $I_{sp}$  de 40 s e um empuxo nominal de 25 mN (VACCO, 2021). Este módulo opera em uma potência de estado estacionário de 5 W e utiliza R236fa como propelente. Possui um total de oito propulsores distribuídos em pares nos quatro cantos do módulo, que será utilizado para cumprir o objetivo da missão que é demonstrar operações de proximidade e encontro com nanossatélites. O

sistema de propulsão da VACCO utilizado para essa missão passou por extensos testes no *Air Force Research Laboratory* dos EUA, com testes de resistência que consistiram em mais de 70.000 disparos. Esta missão, se bem sucedida, trará grandes avanços para o setor aeroespacial no ramo de inspeção de suporte de satélites. Visando este sucesso, a missão CPOD foi selecionada em 2013 para o programa ELaNa (*Educational Launch of Nano-satellites*) da NASA, além de ser financiada pelo *Small Spacecraft Technology Program* e *Space Technology Mission Directorate* (GRIESBACH et al., 2013).

A *University of Texas*, juntamente com o *Johnson Space Center* da NASA, desenvolveu em 2016 um CubeSat 3U chamado Bevo-2. Sua missão era demonstrar a tecnologia *Autonomous Rendezvous and Docking* (ARD) utilizada para realizar operações de proximidade com outro satélite. Para isso, utilizava um sistema de propulsão a gás frio com 90 gramas do propelente R236fa. Nos testes realizados foi previsto ser capaz de atingir um  $I_{sp}$  de 64 s e um empuxo de 110 mN com uma temperatura do propelente de 24 °C. Quando aquecido a 85 °C através de resistores, o  $I_{sp}$  atingiu 89 s e 150 mN de empuxo (Spaceflight101, 2016). O CubeSat Bevo-2 possuía uma série de tecnologias inovadoras para a plataforma CubeSat, incluindo um sistema integrado de determinação e controle de atitude de 3 eixos e uma câmera multiuso que seria utilizada tanto para rastreamento de estrelas quanto para imageamento de outro satélite que seria utilizado na missão, o AggieSat-4. Contudo, o Bevo-2 separou-se prematuramente e a sua comunicação não foi estabelecida (ARESTIE; LIGHTSEY; HUDSON, 2012).

Em 2015, o sistema de propulsão a gás frio baseado em MEMS da NanoSpace, utilizado na missão PRISMA já citada anteriormente, foi uma das cargas úteis do CubeSat 3U desenvolvido pela *Shanghai Engineering Center*, o TW-1. Este sistema de propulsão possui dimensões de  $10\text{cm} \times 10\text{cm} \times 3\text{cm}$ , massa de 220 gramas e quatro micro-tubeiras capazes de gerar um empuxo que varia entre 0,1 e 1 mN. Seu  $I_{sp}$  varia de 50 a 75 s, e requer cerca de 2 W por tubeira. O propelente utilizado para esta missão foi o butano, porém o sistema é capaz de operar com uma grande variedade de propelentes, incluindo água, xenônio, hélio, nitrogênio e álcool isopropílico (IPA) (NANOSPACE, 2011). Durante a missão o tanque de armazenamento do propelente continha 60 gramas de butano sob pressão de 2 a 5 bar, permitindo alcançar um  $\Delta V$  de até 15 m/s para um satélite de 2,66 kg. Durante a fase de simulações do satélite TW-1 foi visto que seria possível realizar manobras de desorbitação natural, redução e elevação da órbita e a manutenção da órbita a 300 km de altitude, mostrando assim um grande potencial para diferentes aplicações para o ramo da observação da Terra. Simulações indicaram que a vida útil da órbita natural poderia ser estendida de 63 dias para 193 dias e a altitude do satélite poderia ser aumentada para 348 km ou reduzida para 257 km com este módulo de propulsão da NanoSpace. Além disso, seria possível manter por até 76 dias a órbita em 300 km, sendo que o controle de empuxo proporcional poderia fornecer um aumento adicional para 204 dias (PALMER; LI; WU, 2016).

A empresa GomSpace (antiga NanoSpace) juntamente com a ESA (*European Space Agency*), lançou em 2018 o satélite GOMX-4B, um CubeSat 6U com um sistema de propulsão a gás frio composto por quatro pequenas tubeiras feitas com MEMS (figura 9). Estas tubeiras permitem um controle de impulso extremamente preciso e são capazes de gerar um empuxo de 1 mN. O sistema é alimentado com cerca de 120 gramas de butano e fornece um  $\Delta V$  de 15 m/s. Através deste sistema de propulsão, o GOMX-4B pode manobrar para longe de outro satélite, o GOMX-4A, ficando a uma distância de 4.500 km dele em uma geometria fixa (ALMINDE et al., 2017). A missão tinha como um dos objetivos utilizar este robusto sistema propulsivo para a manutenção de estação e demonstração de voo em formação, controlando assim, a distância entre ambos os satélites em um curto espaço de tempo, evitando potenciais riscos de colisão, se necessário. Esta distância relativa entre os dois satélites foi controlada por uma série de manobras de empuxo prógrado e retrógrado, com mudanças no semieixo maior da órbita e, portanto, também na velocidade orbital do GOMX-4B. Tais missões de capacitação tecnológica foram e continuam sendo peças-chaves para a formação de futuras constelações de nanossatélites, permitindo que elas sejam implantadas mais rapidamente após o lançamento (LÉON; KOCH; WALKER, 2018).

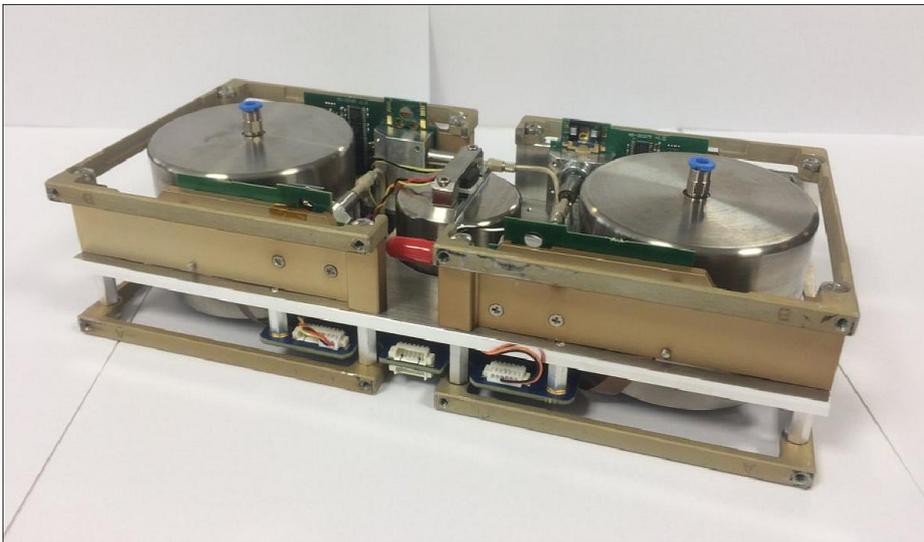


Figura 9 – Sistema de propulsão a gás frio desenvolvido pela empresa GomSpace para a missão GomX.

O *Georgia Institute of Technology* (*Georgia Tech*) desenvolveu um sistema de propulsão a gás frio impresso em 3D para a missão BioSentinel, prevista para ser realizada em 2022 pela NASA. O sistema de propulsão deste CubeSat 6U utilizará R-236fa como propelente, gerando valores de empuxo na faixa de 40 a 70 mN (LIGHTSEY; STEVENSON; SORGENFREI, 2018). A impressão 3D é um processo de manufatura aditivo no qual uma peça é construída camada por camada adicionando material, em vez de removê-lo, como é feito na usinagem tradicional. O tanque de armazenamento do propelente, tubos

e tubeiras são todos impressos em uma única peça de material com alta resistência. Esta peça também serve como estrutura do propulsor e fornece locais de montagem para as válvulas e sensores, bem como pontos de fixação para a implementação do mesmo no satélite (SORGENFREI; STEVENSON; LIGHTSEY, 2017). Entre as vantagens de um sistema de propulsão feito por impressão 3-D estão a possibilidade de personalizar o formato geral do sistema, permitindo que o sistema maximize a quantidade de propelente armazenado e também a redução dos riscos de vazamentos. Tais vantagens são importantes para propiciar uma maior vida operacional da missão, que no caso do BioSentinel é de 6 a 12 meses (SORGENFREI; STEVENSON; LIGHTSEY, 2016).

A missão NEA Scout do *Marshall Space Flight Center* da NASA tem como objetivo explorar um Asteroide Próximo da Terra (*Near Earth Asteroid* - NEA) em 2022, realizando manobras de controle de atitude e *rendez-vous*. O CubeSat 6U contará com uma vela solar de  $80m^2$  e um sistema de propulsão a gás frio desenvolvido pela VACCO, o já citado anteriormente, MiPS (MCNUTT et al., 2014). Através de seis tubeiras alimentadas com o propelente R236FA, o satélite terá um empuxo de 23 mN e um  $\Delta V$  de 30 m/s que será utilizado para atingir uma órbita lunar elíptica. O sistema de propulsão também será utilizado para a dessaturação das rodas de reação do satélite (STILTNER et al., 2017).

A empresa Surrey Satellite Technology Ltd. (SSTL) vem utilizando durante muitos anos os sistemas de propulsão a gás frio em inúmeras missões com pequenos satélites na órbita baixa terrestre (GIBBON; UNDERWOOD, 2001). Devido este extensivo uso, a SSTL está desenvolvendo nos últimos anos um sistema que aproveita tanto as vantagens dos sistemas de propulsão a gás como da elétrica. O sistema utiliza butano como propelente, podendo ser utilizado como gás frio ou como gás quente. Quando utilizado como gás quente o sistema aciona uma série de solenóides para aquecer o propelente, melhorando assim o seu desempenho e atingindo valores mais altos de impulso específico do que dos sistemas que operam puramente a base do gás frio (GIBBON, 2010). Este modo de operação torna o sistema em um resistojet, um sistema de propulsão que iremos aprofundar na próxima sessão deste trabalho.

Com o objetivo de melhorar o desempenho dos sistemas de propulsão a gás frio, surgiram também os sistemas de propulsão térmica solar. Este conceito, mais recentemente estudado, utiliza a energia solar concentrada para aquecer diretamente o propelente armazenado nos tanques. Através disto, o impulso específico se torna significativamente maior quando comparado com um sistema a gás frio convencional (ZHUMAIEV; SHCHEGLOV, 2019). Esta “nova” tecnologia foi testada no espaço através de um satélite com massa de 200 kg com intuito de verificar sua capacidade de realizar a manutenção de estação orbital. Os parâmetros orbitais utilizados foram 600 km de altitude, 28,5 graus de inclinação e 1 km de decaimento por dia. Foi observado que o sistema é capaz de gerar 1,9 N de empuxo e 300 s de impulso específico, com uma taxa de fluxo de massa de propelente

de 0,64 g/s a uma temperatura de 1500 K. Porém, também foi observado que a grande desvantagem desta tecnologia está na sua dependência de iluminação solar direta durante as manobras necessárias para a missão (REID et al., 2013). Um resumo de todos estes dados é apresentado na tabela 2.

Nome do Propulsor	Desenvolvedor	Empuxo (mN)	$I_{sp}$ (s)
NANOPS	SFL	35	46
CNAPS	SFL	12,5 - 40	30
POPSAT-HIP1	Microspace Rapid	1	43
T3- $\mu$ PS	TNO	6	69
MiPS	VACCO Industries	25	40
C-POD	VACCO Industries	25	40
Bevo-2	University of Texas	110	64
TW-1	NanoSpace	1	50 - 75
Nanoprop 6U	GomSpace	1 - 10	60 - 110
BioSentinel	Georgia Tech	40 - 70	40,7

Tabela 2 – Sumário dos propulsores a gás frio e quente pesquisados.

### 4.3 Mono e Bipropelentes

Os propulsores monopropelentes utilizam um propelente de alta energia que é decomposto cataliticamente ou termicamente em um gás de alta temperatura, antes de ser expandido através da tubeira para gera o empuxo. Este tipo de propulsor requer propelentes de fácil armazenamento e decomposição. Entre os propelentes mais comumente utilizados estão a já citada hidrazina ( $N_2H_4$ ) e derivados, peróxido de hidrogênio ( $H_2O_2$ ) altamente concentrado e o óxido nitroso ( $N_2O$ ). Os propulsores bipropelentes funcionam através da combustão de um oxidante e um combustível que gerar uma mistura gasosa de alta temperatura e pressão, antes de ser expandido através da tubeira para fornecer o empuxo. Esses sistemas normalmente atingem um maior desempenho em termos de impulso específico, mas também incluem maior complexidade devido a utilização de dois sistemas de alimentação independentes, incluindo dois tanques separados e conjuntos de válvulas (KREJCI; LOZANO, 2018). Um esquemático de ambos os sistemas é mostrado na figura 10.

Os propelentes alternativos estão sendo cada vez mais utilizados como substitutos para a hidrazina, devido aos riscos do manuseio da hidrazina, já citados anteriormente. Entre as substituições estão os líquidos iônicos "verdes", como misturas de nitrato de hidroxilamônio (*hydroxylamine nitrate* - HAN) ou dinitramida de amônio (*ammonium dinitramide* - ADN) e também propelentes mais convencionais, como por exemplo o peróxido de hidrogênio ou água eletrolisada. Normalmente, esses propelentes verdes são decompostos e queimados sobre uma estrutura catalítica semelhante aos sistemas de hi-

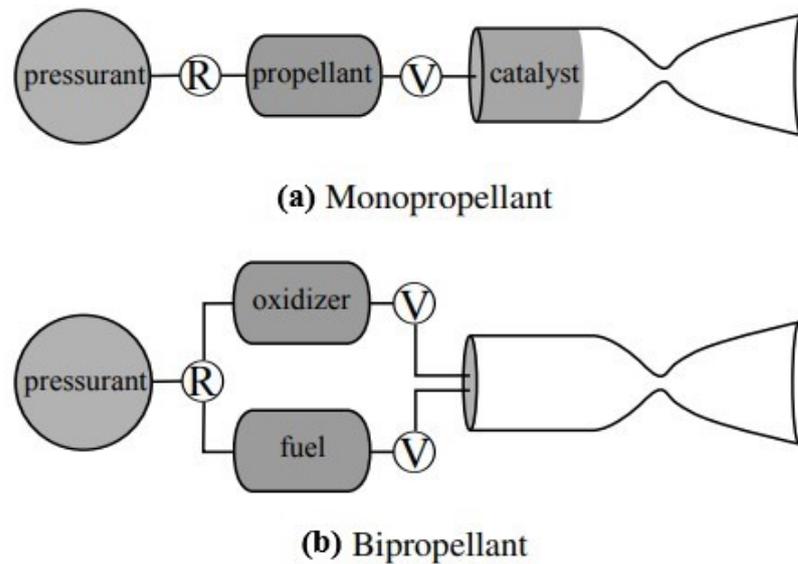


Figura 10 – Esquemático de um sistema de propulsão monopropelente (a) e bipropelente (b).

drazina, que muitas vezes requer pré-aquecimento para decompor o propelente de forma adequada. Eles exibem características mais benignas em relação à hidrazina e são vistos, pela NASA, como particularmente úteis para pequenas aplicações de satélites, onde o custo das missões necessitam ser mais baixos. Eles podem fornecer avanços e desenvolvimento de tecnologia, ao mesmo tempo que fornecem as capacidades necessárias para a execução das missões com pequenos satélites (CAVENDER; MARSHALL; MAYNARD, 2018).

Segundo os requisitos de segurança estipulados pelo Comando da Força Aérea dos Estados Unidos, temos que se um propelente é menos propenso a vazamento externo então a classificação de perigo é reduzida. O vazamento externo de hidrazina é considerado "catastrófico", enquanto que a situação de vazamento externo dos propelentes verdes líquidos iônicos são classificados apenas como "crítico" ou até mesmo como "marginal" (JACOBS et al., 2015; SPORES, 2015). A classificação "crítica" ou menor é solucionada através do aumento de vedação para inibir um potencial vazamento externo, o que significa que nenhuma válvula adicional ou outros dispositivos de isolamento são necessários nesses casos (SPORES, 2015). Os propelentes verdes possuem pressões de vapor mais baixas quando comparados a hidrazina e também são menos inflamáveis, produzindo assim, quando queimados, gases constituintes mais benignos como vapor d'água, hidrogênio e dióxido de carbono.

Os propelentes verdes são capazes de fornecer maior desempenho de impulso específico do que os propulsores de hidrazina para classes de impulso semelhantes. Além disso, esses propelentes também exigem menos requisitos de inibição, menos válvulas de

alimentação e os requisitos de temperatura de armazenamento de temperatura são menos rigorosos, o que pode ser benéfico para satélites com potência limitada, como é o caso dos nanosatélites (JACOBS et al., 2015).

Como a maioria desses propelentes menos tóxicos se encontram em desenvolvimento, ainda existem desafios técnicos adicionais, como por exemplo o aumento do consumo de energia necessário para o pré-aquecimento do propulsor e uma menor compatibilidade dos materiais para suportar temperaturas de combustão mais altas. Devido a isso, estão sendo exploradas melhores opções, onde se busca um bom desempenho e também condições operacionais mais benignas, focando principalmente na utilização de materiais de baixo custo (SPORES, 2015).

Entre os outros propelentes alternativos, temos o peróxido de hidrogênio, que tem sido usado como propelente de foguete por muitas décadas, e há muitas informações sobre seu manuseio de forma segura, além de uma boa seleção de materiais e melhores práticas. Apesar de alguns deles terem um desempenho inferior à hidrazina, eles oferecem ambientes operacionais mais benignos e possuem seleções de materiais com maior disponibilidade no mercado e com menor custo. Outra opção de propelente é a água eletrolisada, onde a água é decomposta em hidrogênio e oxigênio e em seguida é queimada por um propulsor bi-propelente tradicional. No entanto, gerar a energia necessária para eletrolisar a água em um pequeno satélite ainda é um desafio que ainda está sendo superado aos poucos, visando sempre os benefícios que essa tecnologia pode fornecer, como por exemplo um sistema de propulsão seguro com constituintes muito benignos (CAVENDER; MARSHALL; MAYNARD, 2018).

A empresa americana Planet Labs vem lançando desde 2013 os satélites SkySat para formar uma constelação de satélites para a observação da Terra com resolução sub-métrica. Esses satélites utilizam o sistema propulsivo Bradford-ECAPS HPGP (*High Performance Green Propulsion*), que tem como propelente o LMP-103S, que é uma mistura de Dinitramida de Amônio (ADN). Este propelente foi produzido pela empresa EURENCO Bofors e é composto por 65% de dinitramida de amônio ( $NH_4N(NO_2)_2$ ) em um solução aquosa com 35% de metanol e amônia. Quando comparado com a hidrazina, o LMP-103S tem impulso específico 6% maior e uma densidade de impulso 30% maior (CARDIN; SCHAPPELL; DAY, 2020). Os satélites SkySat possuem quatro propulsores de 1 N. Em 2020, mais 15 satélites SkySat foram lançados e se encontram totalmente operacionais (FRIEDHOFF et al., 2018).

Em julho de 2019 a NASA realizou a missão GPIM (*Green Propellant Infusion Mission*) e demonstrou com sucesso que o monopropelente ASCENT (*Advanced Spacecraft Energetic Non-Toxic*), anteriormente conhecido como AF-M315E (uma mistura de Nitrato de Hidroxilamônio - HAN), é capaz de fornecer alto desempenho no espaço. Segundo Tim Smith, gestor da missão GPIM do *Marshall Space Flight Center* da NASA, “o ASCENT

tem o potencial de complementar ou até mesmo substituir a hidrazina, que as naves espaciais usam desde 1960.” Além de ser mais fácil de manusear e ter menor custo, o ASCENT permitirá que a nave espacial viaje mais longe ou opere por mais tempo com menos propelente no seu tanque, dado o seu melhor desempenho. A empresa Aerojet Rocketdyne projetou e construiu todos os cinco propulsores a bordo do GPIM da classe 1-N e juntamente com a empresa Ball Aerospace co-projetou os outros elementos do sistema de propulsão (ALENTEJO, 2021).

A missão Lunar Flashlight liderada pelo JPL (*Jet Propulsion Laboratory*) da NASA está prevista para lançamento em 2022 (KULU, 2021). A missão terá como objetivo mapear o pólo sul lunar e demonstrará várias inovações tecnológicas. Se realizada com sucesso, será a primeira missão a utilizar um CubeSat com propelente verde para chegar à Lua e também a primeira missão do tipo a usar lasers para procurar gelo na superfície lunar (COHEN et al., 2020). O sistema propulsivo que será utilizado na missão Lunar Flashlight, chamado de LFPS (Lunar Flashlight Propulsion System), está sendo construído através de uma parceria entre o *Marshall Space Flight Center* da NASA e o *Georgia Institute of Technology*. O LFPS será capaz de fornecer mais de 3000 Ns de impulso total para esta missão e possui quatro propulsores ASCENT de 100 mN. Segundo a NASA, o LFPS passará por testes de qualificação no outono de 2020.

Através da missão PTD (*Pathfinder Technology Demonstration*), o *Ames Research Center* (ARC) da NASA e o *Glenn Research Center* (GRC) estão testando o desempenho de novas tecnologias em órbita, a fim de elevar o TRL dessas tecnologias. Para isso, será lançada uma série de CubeSats do tipo 6U. O primeiro dessa série, o PTD-1, foi lançado em 2021 e possui um sistema de propulsão desenvolvido pela empresa Tethers Unlimited, Inc., chamado HYDROS-C (mostrado na figura 11), com um volume equivalente a 2,4 U e que usa água como propelente. Em órbita, a água é eletrolisada em oxigênio e hidrogênio e então estes gases são queimados como em um propulsor bipropelente tradicional. Este propulsor fornece um empuxo médio de 1,2 N e  $I_{sp}$  de 310 s, sendo necessários 10 a 15 minutos de tempo de recarga para cada evento de impulso de 1,75 N. Os resultados dessa nova tecnologia estão sendo aguardados pela comunidade científica (Parabolic Arc, 2018).

Utilizando também a eletrólise de água no sistema propulsivo, temos a missão CisLunar Explorer da NASA juntamente com a *Cornell University*. O objetivo desta missão consiste em colocar na órbita lunar um par de CubeSats que quando acoplados (em formato L) possuem 6U de volume. Após a implantação do veículo de lançamento, os satélites irão se desacoplar um do outro e utilizarão um sistema de navegação óptica interplanetária, com o intuito de demonstrar a eficiência do sistema de propulsão que utiliza água como propelente (NASA, 2017).

A empresa NanoAvionics desenvolveu um sistema de propulsão monopropelente não tóxico chamado Sistema de Propulsão Habilitante para Pequenos Satélites (*Ena-*



Figura 11 – Propulsor HYDROS-C desenvolvido pela Tethers Unlimited, Inc.

*bling Propulsion System for Small Satellites - EPSS*), utilizado em 2017 no CubeSat 3U LituanicaSAT-2, para realizar correções de orientação e atitude, evitar colisões e dessa forma estender a vida útil da missão (figura 12). Este sistema propulsivo utiliza uma mistura de ADN como propelente e fornece cerca de 213 s de impulso específico e 400 N-s de impulso total. Várias missões foram lançadas desde então, sendo a última em abril de 2019 (NANOAVIONICS, 2021).



Figura 12 – Propulsor EPSS desenvolvido pela NanoAvionics.

A empresa Dawn Aerospace desenvolveu um sistema bi-propelente, que utiliza

óxido nitroso ( $N_2O$ ) e propeno ( $C_3H_6$ ), chamado PM200 capaz de gerar um empuxo de 0,5 N, possui um único propulsor com um gimbal capaz de fornecer empuxo em dois eixos (figura 13). Tem um volume de 1U e fornece 850 N-s de impulso total com um MIB (*minimum impulse bit*) de 35 mN-s (Dawn Aerospace, 2019). Entretanto, a data de lançamento ainda é incerta. Um resumo de todos estes dados são apresentados na tabela 3.

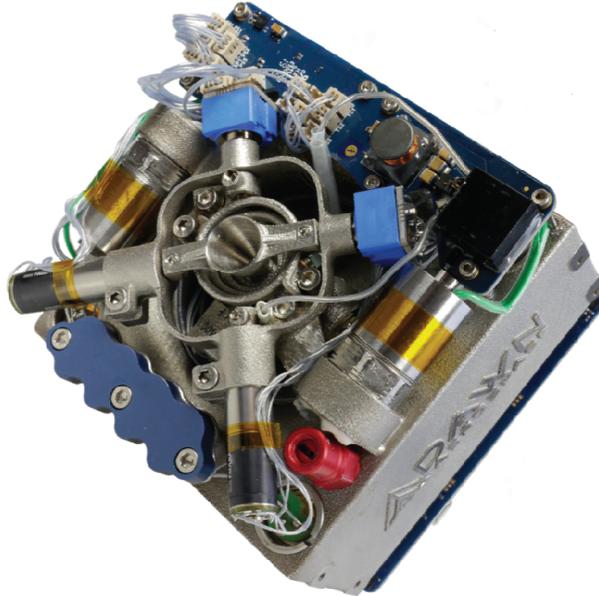


Figura 13 – Propulsor PM200 desenvolvido pela Dawn Aerospace.

Nome do Propulsor	Desenvolvedor	Empuxo (N)	$I_{sp}$ (s)
Bradford-ECAPS	Planet Labs	1	204 - 235
GPIM	Aerojet Rocketdyne	0,4 - 1,1	235
LFPS	MSFC	0,1	-
HYDROS-C	Tethers Unlimited	1,2	310
EPSS	NanoAvionics	0,22 - 1	213
Dawn Aerospace	PM200	0,5	285

Tabela 3 – Sumário dos propulsores mono e bipropelentes pesquisados.

## 4.4 Motores Sólidos

Os motores sólidos têm sido utilizados desde o início da era espacial devido sua capacidade de gerar altas magnitudes de empuxo e impulsos específicos que podem ser utilizados para a realização de inúmeras manobras orbitais necessárias para as missões espaciais. Devido às suas inerentes vantagens os propulsores sólidos podem oferecer para missões baseadas em CubeSat a possibilidade de realizar a mudança de órbita, inserções de trajetória, desorbitação rápida, aumento e redução de rotação, etc (MUELLER; HOFER; ZIEMER, 2010). Estes sistemas são abastecidos por propelentes sólidos, onde os oxidantes e combustíveis são pré-misturados e embalados em um cilindro sólido dentro da própria câmara de combustão. Os gases formados durante o processo de combustão do propelente são acelerados através das tubeiras, gerando assim o empuxo necessário. Uma vantagem destes sistemas com relação aos sistemas de propulsão líquida é a ausência de vazamentos, pois tanto o combustível quanto o oxidante se encontram em estado sólido (TUMMALA; DUTTA, 2017). Um esquemático de funcionamento de um motor sólido pode ser visto na figura 14.

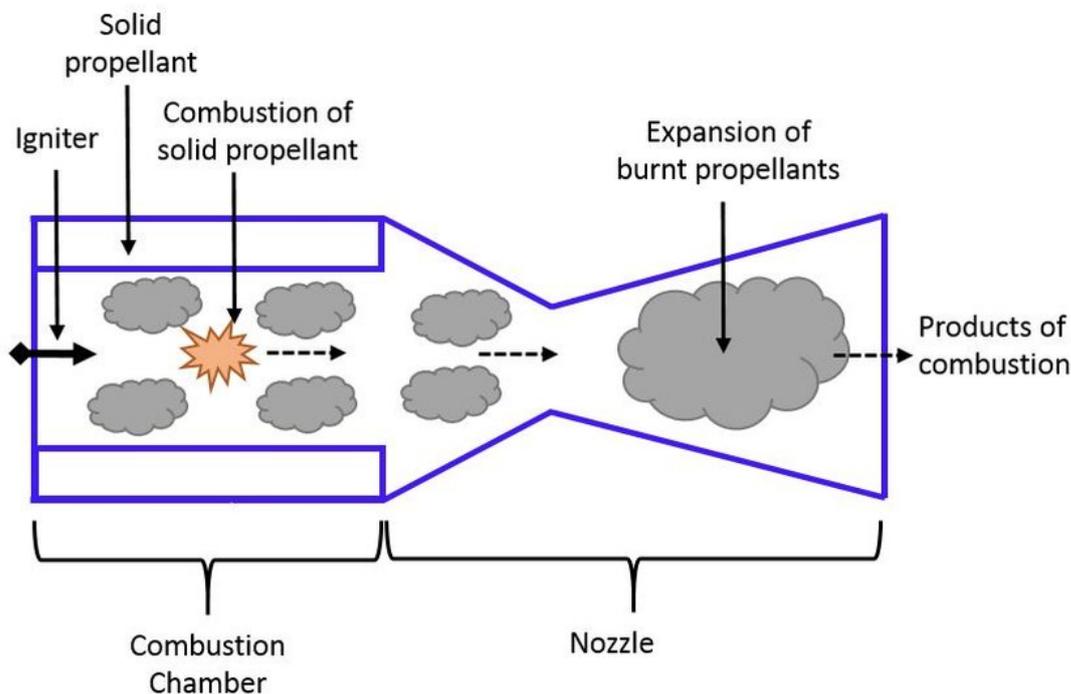


Figura 14 – Esquemático do funcionamento de um propulsor sólido (TUMMALA; DUTTA, 2017).

Por medidas de segurança, sistemas propulsivos que utilizam a pirotecnia para a ignição dos propelentes, como é o caso das maiorias dos motores sólidos, são evitados pois colocam em risco a missão da carga primária. Infelizmente, esta situação faz com que os sistemas de propulsão sólida não sejam extensivamente desenvolvidos para os CubeSats (LEMMER, 2017).

A maioria dos motores sólidos atuais utilizam uma como combustível um matriz formada por Polibutadieno Líquido com Terminação Hidroxílica (*Hydroxyl-terminated polybutadiene* - HTPB) ou algum outro hidrocarboneto sólido, os oxidantes geralmente utilizados são perclorato de amônio ou nitrato de potássio e como aceleradores da reação são utilizados enxofre, alumínio em pó ou outro metal facilmente oxidado (NASA, 2016). Os propelentes dos motores sólidos são empacotados de forma bastante compacta e atingem valores consideráveis de  $\Delta V$ . Os valores de  $I_{sp}$  para estes sistemas são normalmente inferiores a 300 segundos, mas a facilidade de uso, o curto tempo de preparação e a relativa simplicidade de construção faz com que estes sistemas sejam os mais utilizados para uma vasta variedade de aplicações espaciais. Motores sólidos são geralmente mais fáceis de manusear e podem permanecer inativos por anos até o seu acionamento (SALGADO; BELDERRAIN; DEVEZAS, 2018).

Atualmente já é possível encontrar alguns motores sólidos que são reiniciáveis, porém no geral, os motores sólidos são frequentemente considerados um sistema de evento de queima única, ou seja, uma vez iniciada a combustão, ela prossegue até que todo o propelente se esgote. Esta característica se torna uma desvantagem, já que a falta de controle sobre a taxa de queima do propelente cria uma dificuldade para a regulação do empuxo (KLESH et al., 2013). A menos que imprecisões da queima do propelente sólido possam ser aceitas em uma missão, esta característica dos motores sólidos faz com que seja necessário realizar alguns ajustes de órbita utilizando uma propulsão adicional (MUELLER; HOFER; ZIEMER, 2010).

É importante frisar que a mistura e preparação de grandes grãos de combustível é difícil, altamente técnica e perigosa. Um combustível sólido de foguete é, por definição, um explosivo. Para um desempenho e confiabilidade ideais, a mistura de grãos de combustível deve ser composta de partículas muito finas misturadas de forma extremamente uniforme. Durante este processo de mistura e fundição, as misturas são muito instáveis e perigosas. Historicamente, grandes explosões ocorreram durante a fabricação de grãos de combustível sólido para foguetes e também durante a realização de missões tripuladas (SALGADO; BELDERRAIN; DEVEZAS, 2018).

A fim de mitigar esta desvantagem da falta de controle sobre a taxa de queima do propelente dos motores sólidos e também facilitar a implementação destes sistemas em nanossatélites para realizar controle de atitude, um sistema composto por centenas de Micropropulsores de Propelente Sólido (*Solid Propellant Microthruster* - SPM) foi desenvolvido. Os SPMs são compostos por uma matriz bem espaçada que utiliza MEMS, atendendo às restrições da área disponível, na qual o propelente sólido é queimado e os gases resultantes são acelerados através das micro-tubeiras. O tamanho do propulsor pode ser modificado para atender aos requisitos de impulso, podendo ser alcançado por meio de disparos simultâneos ou sequenciais dos múltiplos propulsores (SATHIYANATHAN

et al., 2011). Dentro da câmara de combustão o propelente é aquecido por meio de um elemento de aquecimento resistivo, sendo geralmente utilizados o silício ou nicromo como materiais para o elemento de aquecimento (ROSSI et al., 2006). As pequenas tubeiras são projetadas para atender aos requisitos de empuxo específicos da missão, onde as tubeiras *De Laval* são comumente escolhidas por seu alto desempenho. Além disso, geralmente estes micro-propulsores utilizam um *wafer* de silício para obter uma melhor eficiência de ignição, minimizando o vazamento de corrente (ZHANG; CHOU; ANG, 2004). Os SPMs fornecem a capacidade de gerar diferentes valores de torque, dependendo da distância do propulsor do centro de massa.

Os propelentes sólidos controlados eletricamente (*Electric Solid Propellant* - ESP) permitem que os motores sólidos sejam reiniciáveis. Eles operam na faixa de mili-newtons (mN) e são mais seguros do que os propelentes sólidos tradicionais. Todas essas vantagens os tornam excelentes para a aplicação em pequenos satélites como os nanosatélites, em especial os CubeSats (LEMMER, 2017).

O satélite SpinSat (*Special Purpose Inexpensive Satellite*) foi lançado em 2014 pela *Naval Research Laboratory* (NRL) portando um sistema de propulsão desenvolvido pela empresa *Digital Solid State Propulsion* (DSSP) que proporciona uma melhor regulação da taxa de queima de propelente. O SpinSat era uma esfera de alumínio de 558 mm de diâmetro e uma massa de 57 kg. Seu sistema propulsivo chamado de CAPS-3 (*CubeSat Agile Propulsion System*) consistia em um conjunto de 72 micropropulsores ESP, orientados para permitir manobras de controle de atitude como translação e *spin-up/spin-down*. Cada um dos 12 *clusters* continha seis unidades de propulsão ESP individuais, e cada unidade era composta por dois eletrodos coaxiais separados por uma fina camada do ESP, com 13 mm de comprimento, que se estendia no corpo esférico do SpinSat. Cada propulsor carregava um total de 0,1 g de um Monopropelente Verde (*Green Electric monopropellant* - GEM) baseado em nitrato de hidroxilamônio (HAN) (NICHOLAS et al., 2013). Esta tecnologia é inerentemente mais segura pois a ignição não é pirotécnica e só é possível por meio do fornecimento contínuo de energia elétrica, reduzindo assim as chances de acidentes. Para as manobras de *spin-up*, pares de propulsores foram alinhados 180° separados, fornecendo uma força de componente tangencial no exterior da esfera. Para o realizar manobras de *spin-down*, um segundo par de propulsores foi utilizado para fornecer a força oposta. Para as manobras de empuxo normal, os propulsores foram orientados perpendicularmente ao exterior do satélite para fornecer força na direção normal (HALL et al., 2015). Entre as vantagens do CAPS-3 estão o melhor controle da duração do empuxo, grande potencial para ser utilizado como propelente em sistemas de propulsão química e elétrica, e a falta de partes móveis, o que o torna um sistema adequado para pequenos satélites e se encontra em TRL 8 (TUMMALA; DUTTA, 2017; MANI, 2020).

A *Pacific Scientific Energetic Materials Company* (PacSci EMC) desenvolveu um

sistema de propulsão sólida chamado MAPS (*Modular Architecture Propulsion System*) capaz de fornecer a manutenção da órbita, manobras de apontamento, controle de atitude, spin-up/spin-down, etc. Através do uso de matrizes de micropropulsores hermeticamente selados e controlados por um barramento SEA (*Smart Energetics Architecture*) de baixa potência, o MAPS consegue atingir um impulso específico mínimo de 210 segundos e um  $\Delta V$  maior que 50 m/s. O gerenciamento de impulso total, realizado pelo SEA, torna este sistema personalizável para as necessidades de uma missão. Além disso, o SEA proporciona reduções significativas nos requisitos de energia do satélite e também no tamanho dos painéis solares. Um sistema típico contendo 48 propulsores pode exigir apenas 1 Watt de potência para operar e disparar os motores (NELSON; CURRENT, 2018). A falta de hardware como tanques de armazenado do propelente, válvulas, encanamentos e acessórios, utilizados nos sistemas de propelente líquido, reduz bastante o volume deste sistema de propulsão. O design modular e flexível do MAPS o torna facilmente adaptável para qualquer nanossatélite, pois o mesmo não requer integração dentro do próprio satélite, podendo ser “parafusado” antes do lançamento, reduzindo os custos e facilitando o manuseio. Em 2017, o MAPS foi demonstrado com sucesso no CubeSat 3U PACSCISAT, atingindo o TRL 9. Devido o uso deste sistema de propulsão o satélite possuía uma vida em órbita estimada em 10 anos ou mais, algo extremamente útil para realizar a desorbitação no fim da missão (CHANDLER, 2017).

Além do CAPS-3, a DSSP desenvolveu um sistema de propulsão sólida que pode fornecer até 50 m/s de  $\Delta V$  para um CubeSat 3U, o CDM-1 (*CubeSat Delta-v Motor*). Este sistema, mostrado na figura 15, se encontra em estado “qualificado para voo” com TRL 6 (MANI, 2020), e é alimentado com AP/HTPB, um propelente sólido composto de perclorato de amônio. A massa total do CDM-1, incluindo o propelente, é de 450 g e o volume é de 152  $cm^3$ . É capaz de atingir um  $I_{sp}$  de 235 s e um empuxo de 76 N (DSSP, 2015). Com estas características, este sistema poderia fornecer para a classe dos CubeSats um valor significativo de empuxo, podendo ser utilizado em inúmeras missões além de proporcionar uma fácil desorbitação no fim da missão, sem a necessidade de um sistema de controle de atitude robusto (THRASHER; MCPHERSON, 2015).

A empresa norte-americana *Northrop Grumman Corporation* (antiga *Orbital ATK*), desenvolveu os sistemas de propulsão sólida STAR 5A e STAR 4G. O STAR 5A (figura 16) é capaz de produzir um empuxo médio de 170 N em 32 segundos correspondente a duração de queima total e  $I_{sp}$  de 250 s. Já o STAR 4G é capaz de produzir um empuxo médio de 258 N com um tempo de queima de pouco mais de 10 segundos e  $I_{sp}$  de 270 s (VERNACCHIA, 2020). As forças de empuxo e aceleração ainda seriam altas, mas significativamente menores do que para a maioria dos motores sólidos *off-the-shelf* qualificados para uso espacial. Ambos se encontram em TRL 6 (MANI, 2020).

O sistema de propulsão sólida ISP 30 sec foi desenvolvido pela empresa *Industrial*

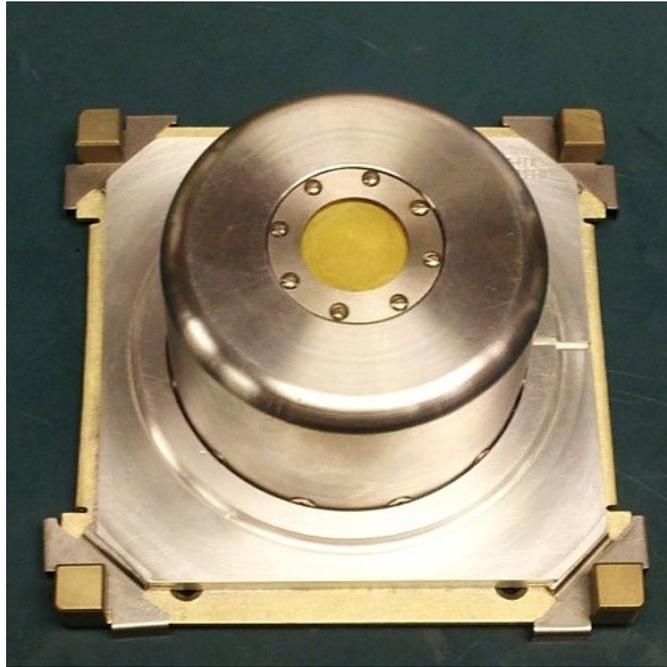


Figura 15 – Sistema de propulsão sólida CDM-1 desenvolvido pela empresa Digital Solid State Propulsion.

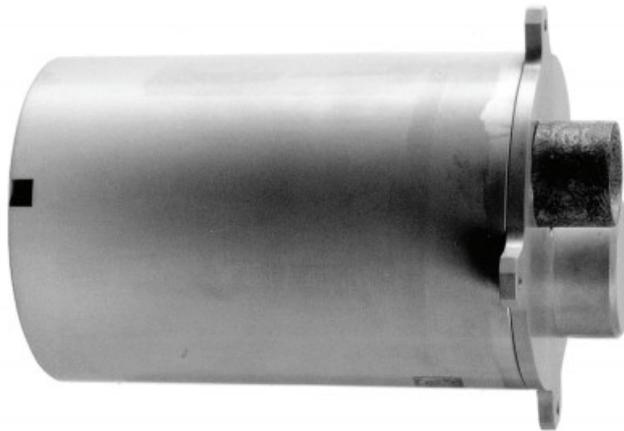


Figura 16 – Propulsor sólido STAR 5A desenvolvido pela Northrop Grumman Corporation.

*Solid Propulsion* e se encontra com TRL 6 (MANI, 2020). A massa total do sistema é de 950 gramas, onde 544 gramas são do propelente HTPB/AP. Atinge um empuxo médio de 37 N e  $I_{sp}$  de 187 s durante um tempo de 30 segundos de queima (ZONDERVAN et al., 2014).

Muitos propelentes alternativos e baratos foram pesquisados para os sistemas de propulsão sólida e, recentemente, foi testado como propelente uma mistura de lã de alumínio com hidróxido de sódio e água como oxidante. Os resultados foram otimistas, mostrando que o sistema foi capaz de produzir um empuxo de 32 mN e  $I_{sp}$  de 45 s. Entre

as vantagens desses propelentes estão o baixo custo, o fácil manuseio e o longo período de armazenamento sem qualquer decomposição (DAVID; KNOLL, 2017). Um resumo de todos estes dados é apresentado na tabela 4.

Nome do Propulsor	Desenvolvedor	Empuxo (N)	$I_{sp}$ (s)
CAPS-3	DSSP	0,3	245 - 260
MAPS	PacSci EMC	-	210
CDM-1	DSSP	76	235
STAR 4G	Northrop Grumman Corp.	258	270
ISP 30 sec	Industrial Solid Propulsion	37	187

Tabela 4 – Sumário dos motores sólidos pesquisados.

## 4.5 Híbridos

A propulsão híbrida é uma mistura entre a propulsão líquida e sólida, utilizando as vantagens inerentes desses dois tipos de propulsão. Os motores híbridos foram criados com o intuito de superar as complexidades dos motores bi-propelentes líquidos e a falta de controlabilidade dos motores sólidos (FRISBEE, 2003).

Neste tipo de propulsão temos um grão sólido como combustível e o oxidante armazenados separadamente. O oxidante é então liberado para a câmara de combustão (contendo o combustível) através de um pequeno orifício chamado injetor, onde um dispositivo de ignição, que pode ser pirotécnico ou elétrico, é acionado para iniciar a queima dos produtos, neste processo o oxidante consome a superfície do grão combustível. A ideia básica é injetar o oxidante em um grão combustível, constituído apenas em combustível e que não pode sustentar a combustão por conta própria (como é o caso da propulsão unicamente sólida). Dessa forma, o motor híbrido é controlado através do fluxo de oxidante injetado na câmara de combustão. Normalmente, esta câmara de combustão é um longo cilindro revestido com um combustível composto por hidrocarbonetos como HTPB (Hydroxyl-Terminated PolyButadiene), parafina, entre outros (NASA, 2016).

Entre as vantagens dos motores híbridos estão a maior segurança, já que não há oxidante pré-misturado com o motor sólido, o que facilita o armazenamento, manuseio e operação quando comparados com os sistemas bipropelentes, permite criar um estrangulamento para controlar o empuxo, possuem um menor risco de ignição prematura, são capazes de atingir empuxo e  $I_{sp}$  maior do que dos sistemas puramente sólidos, mantendo o alto desempenho dos propelentes sólidos, sua combustão pode ser controlada, parada ou até mesmo reiniciada, uma vez que a combustão depende unicamente do fluxo de oxidante liberado pelo injetor (NASA, 2016). A principal desvantagem está no maior volume, possuindo maior massa do que foguetes sólidos devido à menor densidade de seus propelentes. Além disso, para a maioria dos motores híbridos, a taxa de regressão é muito menor do

que para os motores sólidos, o que requer maior superfície de queima para se obter um empuxo equivalente. Os recentes investimentos financiados no desenvolvimento de tecnologia híbrida resultaram em um progresso significativo, reduzindo o risco na utilização desta tecnologia e por consequência maior TRL (MEYER et al., 2012). A Utah State University desenvolveu um novo protótipo de sistema de propulsão híbrido que é alimentado por plástico acrilonitrila butadieno estireno feito em impressora 3D, ele é conhecido industrialmente como ABS (Acrylonitrile Butadiene Styrene), sua utilização está associada às suas propriedades exclusivas de decomposição elétrica (USU, 2019). Após inúmeros testes para validação desta nova tecnologia, a NASA Wallops, concluiu que o oxidante precisava conter 60% de nitrogênio e 40% de oxigênio (WHITMORE et al., 2015). Em 2018, o sistema foi testado com sucesso a bordo de um foguete lançado da NASA Wallops Flight Facility (WFF) para o espaço e o motor foi disparado novamente com sucesso 5 vezes. Durante os testes, 8 N de empuxo e um impulso específico de 215 s foram alcançados conforme previsto. A empresa Space Dynamics Lab miniaturizou esta tecnologia para ser mais facilmente embarcada em um CubeSat e conseguiu atingir empuxos na faixa de 0,25 a 0,5 N. Atualmente, uma unidade de qualificação está em desenvolvimento para a implementação deste sistema miniaturizado (WHITMORE; BULCHER, 2018).

O Jet Propulsion Laboratory (JPL) da NASA está testando um motor híbrido de poli(metacrilato de metila) (PMMA) e oxigênio gasoso (GOx) em um ambiente semelhante a de um voo espacial (com baixa pressão), amadurecendo a tecnologia para TRL 5. O objetivo é verificar se o motor é capaz de fornecer um  $I_{sp}$  maior que 300 s e 800 m/s de  $\Delta V$  a um satélite com massa líquida de 25 kg, o que poderia colaborar com as necessidades científicas de futuras missões interplanetárias utilizando pequenos satélites. O sistema de propulsão híbrido testado é compacto o suficiente para caber em um CubeSat 12U e também é flexível o suficiente para ser dimensionado para atender aos diferentes requisitos de missão. A combinação de propelente escolhida não é tóxica, facilitando sua integração como carga útil secundária (JENS et al., 2019).

## 5 Sistemas de Propulsão Elétrica no Espaço

Os sistemas de propulsão química convencionais, sejam líquidos ou sólidos, mono-propelentes ou bipropelentes, são fundamentalmente limitados por suas energias de reação de combustão disponíveis e tolerâncias de transferência de calor a velocidades de exaustão de alguns milhares de metros por segundo. Essas energias de reação de combustão estão intimamente ligadas à massa (como demonstrado anteriormente), então há um limite superior rígido, em torno de 500 segundos, para o impulso específico que pode ser obtido com os sistemas de propulsão química. Dessa forma, é necessário contornar essas limitações intrínsecas à propulsão química, visando obter maiores velocidades de exaustão (CHOUEIRI, 2004).

Os sistemas de propulsão elétrica surgem então como uma excelente opção, possuindo uma gama de velocidades de exaustão, na faixa acima de 10.000 m/s (uma faixa desejada para a realização de missões interplanetária), e frações de massa de carga útil uma ordem de magnitude maior do que a dos foguetes químicos mais avançados (NASA, 2016). Um dos fatores que torna a propulsão elétrica bastante atrativa é que o consumo de massa do propelente pode ser reduzido, já que qualquer quantidade de energia elétrica pode ser adicionada a uma determinada quantidade de massa. Em outras palavras, o impulso específico não tem limite superior rígido, e a fonte de energia para propulsão elétrica pode ser acessível no espaço (energia solar) ou em forma de combustível nuclear cuja densidade de energia (kWh/kg) é bastante superior à do combustível químico (HILL; PETERSON, 1992).

Contudo, os sistemas de propulsão elétrica atingem baixos valores de empuxo e requerem fontes de energia elétrica com baixa massa específica, alta confiabilidade, e interface com equipamentos de processamento de energia adequados. Durante as últimas décadas houve um notório crescimento na utilização comercial desses sistemas, impulsionado por inúmeros programas internacionais de pesquisa e desenvolvimento de propulsores elétricos. Tudo isso promoveu e ainda promove uma alta credibilidade e constante avanços nessa tecnologia (JAHN, 1968).

Segundo Jahn (1968), podemos dividir a propulsão elétrica em três categorias:

1. **Eletrotérmico**, onde o propelente é um fluido aquecido por aquecimento elétrico através de uma parede (resistojet) ou por uma descarga elétrica de um arco através do fluido (arcjet) e, em seguida, é acelerado através de uma tubeira.
2. **Eletrostática**, onde o propelente consiste em partículas ionizadas sendo aceleradas por forças eletrostáticas. Essas partículas ionizadas são carregadas por bombardeio

de elétrons ou por descargas de radiofrequência (RF).

3. **Eletromagnético**, onde um fluxo de fluido eletricamente condutor (plasma) é acelerado sob a ação combinada de campos elétricos e magnéticos. A operação pulsada das forças eletromagnéticas traz algumas vantagens em termos de potência média. Quando é utilizada a operação pulsada estes sistemas produzem rajadas curtas de impulso. Alguns sistemas também funcionam através da excitação de radiofrequência (RF).

É importante frisar que, apesar desta classificação ter sido importante durante o desenvolvimento dos sistemas de propulsão elétrica, ela se tornou genérica e ultrapassada, uma vez que não descreve bem os mais recentes modelos de propulsores, que podem pertencer a duas ou mais categorias, funcionando em conjunto para acelerar, canalizar e expandir o fluxo do propelente e, em muitos casos, é a eficácia dessa cooperação entres esses tipos diferentes de propulsão elétrica que determina a utilidade dessa tecnologia. Contudo, para o escopo deste trabalho esta abordagem ainda é válida pois se trata de uma visão geral dos tipos de sistema de propulsão. Ao longo do desenvolvimento dessa tecnologia, cada tipo específico conseguiu criar suas especialidades e seu próprio balanço de vantagens e limitações, se qualificando para seus nichos de aplicação específicos (CHOUEIRI, 2004).

Os sistemas de propulsão elétrica dependem claramente de dois componentes: do propulsor em si e da fonte de alimentação elétrica para acioná-lo. Este último adiciona massa da fonte de energia,  $m_{ps}$ , ao sistema de propulsão que possui potência de operação,  $P$ . A relação entre eles é dada pela equação:

$$m_p = \alpha P = \frac{\alpha T v_e}{2\eta} = \frac{\alpha \dot{m} v_e^2}{2\eta} \quad (5.1)$$

Onde  $\alpha$  é a massa específica da fonte de alimentação (massa por unidade de potência) e  $\eta$  é a eficiência com a qual o propulsor converte sua potência de entrada em potência de impulso,  $T v_e/2$ . A equação 5.1 evidencia a importância da utilização de sistemas de potência com baixa massa específica e propulsores de alta eficiência de conversão. É importante notar a necessidade evidente de confiabilidade em ambos os componentes do sistema (JAHN, 1968).

Para concluir, podemos afirmar que já existe uma variedade imensa de propulsores elétricos disponíveis atualmente no mercado, seja para grandes satélites ou pequenos satélites, como os nanosatélites. A propulsão elétrica tem um papel fundamental no setor espacial, seja para operações de transferência orbital ou em missões no espaço profundo.

## 5.1 Propulsores Eletrotérmicos

### 5.1.1 Resistojets

Os resistojets podem ser considerados os dispositivos de propulsão elétrica mais simples em relação ao seu conceito operacional. Nestes sistemas de propulsão temos um aquecedor elétrico resistivo que converte a energia elétrica em energia térmica através de um trocador de calor por onde propelente passa, aumentando assim a entalpia do mesmo. Por conta do aumento de energia do propelente obtida pelo seu aquecimento, uma velocidade de saída maior do que a velocidade de entrada é atingida através do uso de uma tubeira expansiva, obtendo assim o empuxo desejado. Aumentar a temperatura do propelente proporciona um aumento do empuxo e impulso específico (MUELLER; HOFER; ZIEMER, 2010; FRISBEE, 2003). Um esquemático de funcionamento de um resistojet é mostrado na figura 17.

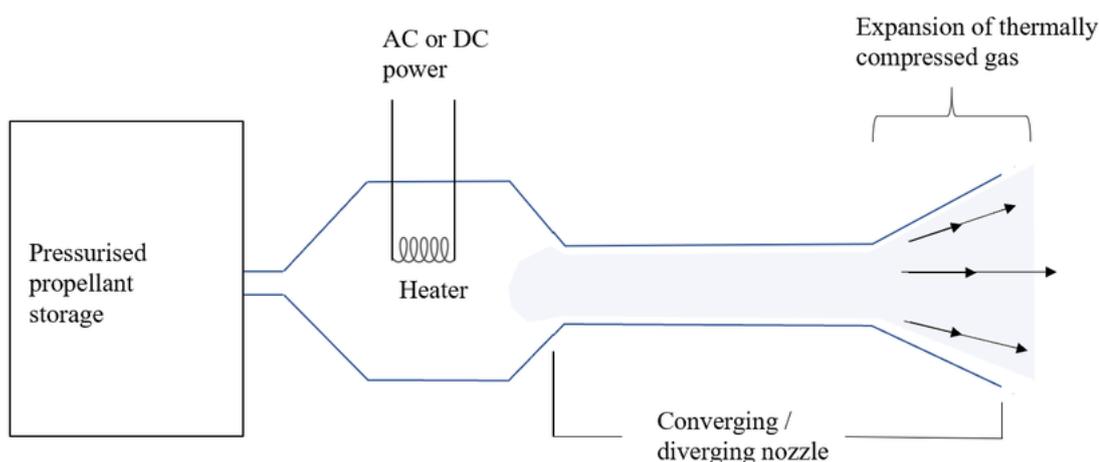


Figura 17 – Esquemático de funcionamento de um resistojet (O'REILLY; HERDRICH; KAVANAGH, 2021).

O princípio de funcionamento de um resistojet é semelhante ao de um sistema de propulsão a gás quente, já explicado anteriormente. Uma desvantagem dos resistojets é que seu desempenho é limitado pela temperatura de fusão do elemento de aquecimento utilizado. Além disso, as perdas de potência e térmicas durante o processo de aquecimento contribuem para uma menor eficiência deste sistema de propulsão (CHIANESE; MICCI, 2006).

Os resistojets são uma tecnologia madura, com TRL 9, e contam com uma significativa herança de voo em satélites maiores para realizar inúmeras manobras, principalmente o controle de atitude, pois são capazes de fornecer valores mais baixos e mais precisos de empuxo. Apesar da sua simplicidade, oferecem um melhor desempenho em relação aos sistemas de gás frio em níveis de potência, podendo ser mais facilmente implementado em plataformas com baixos requisitos de potência, como é o caso dos CubeSats (MUELLER;

HOFER; ZIEMER, 2010). Entre os propelentes utilizados para resistojets estão a amônia, hidrazina, hidrogênio e até mesmo resíduos biológicos. Por conta das suas restrições, os resistojets ocupam a extremidade inferior da faixa de impulso específico para tecnologias de propulsão elétrica (MILLER et al., 2021).

Em 2017, a empresa norte-americana *Aerospace Corporation* lançou dois CubeSats 1,5U para a missão OCS D (*Optical Communications and Sensor Demonstration*) com o objetivo de testar em órbita o desempenho de dois propulsores que utilizavam água líquida como propelente. Infelizmente, ambos os sistemas de propulsão experimentaram operação anômala, como vazamento de água e formação de gelo na saída da tubeira. Apesar disso, houve um interesse crescente por esta nova tecnologia e dois anos depois, a propulsão à base de água está se tornando rapidamente uma nova tendência. Mais pesquisas e demonstrações em órbita são necessárias para estabelecer o uso desta tecnologia em CubeSats, incluindo não apenas resistojets, mas também propulsão elétrica avançada, como por exemplo com propulsores iônicos (ROSE et al., 2019).

O CubeSat 3U AQT-D, desenvolvido pela *University of Tokyo* e entregue à JAXA (*Japan Aerospace eXploration Agency*) para ser lançado na ISS pelo voo HTV-8 (*HII Transfer Vehicle-8*) em 2019, se tornou o primeiro CubeSat a utilizar um sistema de propulsão à água. Este sistema, chamado AQUARIUS (*AQUA ResIstojet propUlsion System*) (figura 18), consiste em um tanque, uma câmara de vaporização, onde está instalado o resistojet, e tubeiras. Possui um volume de 1U e tem um massa total de 1,2 kg, onde 0,4 kg são de água (ASAKAWA et al., 2019). O sistema é composto por um propulsor para realizar manobras orbitais com um empuxo de até 4 mN e outros quatro propulsores para realizar o controle de reação, capazes de gerar um empuxo menor que 1 mN cada. Seu impulso específico é de 70 s. O AQT-D também foi o primeiro CubeSat que teve seu sistema de propulsão instalado dentro da ISS, logo antes da sua implantação. A utilização da água como propelente pode permitir que mais CubeSats sejam implantados através da ISS por haver uma maior segurança nesse processo. Maiores oportunidades de lançamentos constantes, baixo custo e ambiente de lançamento amigável. No entanto, os CubeSats implantados pela ISS possuem uma vida útil mais curta devido à baixa altitude. Logo, instalar um sistema de propulsão ajudaria a superar esse problema crucial. Por fim, o AQT-D demonstrou com sucesso esta nova tecnologia e com isso desempenhou um papel precursor da missão EQUULEUS, que utilizará o sistema AQUARIUS (YAGINUMA et al., 2020).

Previsto para 2021, o CubeSat 1,5U AuroraSat-1 irá demonstrar o sistema de propulsão desenvolvido pela *Aurora Propulsion Technologies*, composto por seis propulsores resistojets para controle total de atitude em 3 eixos e 70 gramas de água para ser o propelente, fornecendo um impulso total de 70 Ns. Este sistema é um dos menores do mundo. O satélite será lançado em um SpaceX Falcon 9 e terá uma órbita heliosíncrona (SSO)

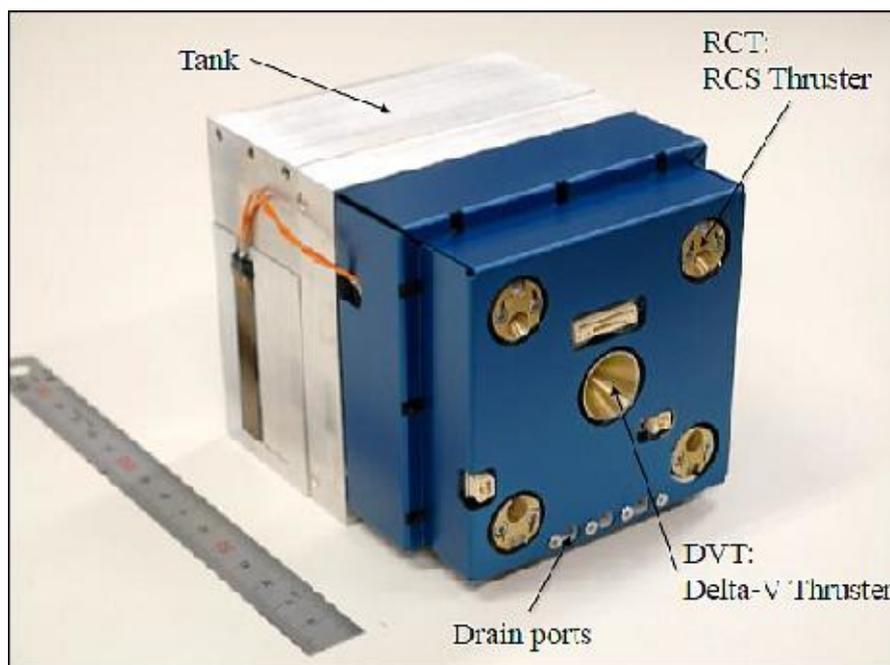


Figura 18 – Propulsor resistojet AQUARIUS desenvolvido pela University of Tokyo.

de 550 km. O AuroraSat-1 será parte do conjunto de rebocadores espaciais Vigoride da Momentus Space (AURORA, 2021).

A empresa Busek Company, Inc. desenvolveu um sistema de propulsão com resistojets que utiliza amônia como propelente. Entre as vantagens para o uso da amônia, segundo a empresa, está no fato da amônia ser auto-pressurizante, ser capaz de atingir um maior impulso específico e ser mais segura que a maioria das outras opções, não ser volátil, ser fácil de manusear e armazenar, além do vasto conhecimento prático adquirido pela Busek com este propelente em missões anteriores (ROBIN; BROGAN; CARDIFF, 2008). Este sistema pesa no total 1,25 kg e tem um volume de 1U. Com uma potência de 15 W é possível atingir um empuxo de 10 mN e um  $\Delta V$  de 60 m/s (assumindo um satélite de 4 kg) para o propulsor primário e 0,5 mN em cada um dos oito propulsores dedicados para o sistema de controle de atitude. O impulso específico para o propulsor primário é de 150 segundos e 80 segundos para cada um dos oito propulsores do sistema de controle de atitude. Propelentes adicionais também foram testados pela Busek, incluindo R-134a e R-236fa (BUSEK, 2013).

O sistema de propulsão CHIPS (*CubeSat High Impulse Propulsion System*), mostrado na figura 19, foi desenvolvido através da parceria das empresas CU Aerospace e VACCO Industries Inc.. Este sistema oferece operação de modo duplo e se encontra em TRL 5 (LEMMER, 2017). Quando utilizado como um sistema de propulsão a gás frio pode oferecer um empuxo de 19 mN e  $I_{sp}$  de 47 s, proporcionando manobras de controle de atitude. Quando o resistojet é acionado, o sistema é utilizado como propulsão primária, atingindo 30 mN de empuxo e  $I_{sp}$  de 82 s. O CHIPS opera com uma potência de entrada

de 30 W e pode utilizar tanto R134a como R-236fa como propelente (HEJMANOWSKI et al., 2015).



Figura 19 – Propulsor resistojet CHIPS desenvolvido pelas empresas CU Aerospace e VACCO Industries Inc..

Nos últimos anos, a *Delft University of Technology* da Holanda tem desenvolvido dois resistojets “verdes”. Estes dois sistemas de propulsão utilizam água como propelente para fornecer empuxo na faixa de milinewtons em diferentes aplicações de propulsão para CubeSats e PocketQubes. O primeiro propulsor, chamado VLM (*Vaporizing Liquid Micro-resistojet*), se baseia na vaporização e aquecimento de água líquida pressurizada e, em seguida, na expansão através da tubeira. O outro propulsor, chamado LPM (*Low Pressure Micro-resistojet*), se baseia no aquecimento e aceleração das moléculas de vapor d’água, em fendas com geometria simples, em um regime de transição ou fluxo molecular livre (CERVONE et al., 2017). Ambas tecnologias estão previstas para serem demonstradas em 2021, embarcadas no satélite Delfi-PQ (NOSSEIR; CERVONE; PASINI, 2021).

Outro exemplo de resistojet “verde” é o *Free Molecule Micro Resistojet* (FMMR) desenvolvido pela *University of Southern California*. O FMMR é um resistojet fabricado em MEMS de baixo custo, baixo consumo de energia e pouca massa que opera aquecendo vapor d’água conforme ele se expande através de uma série de microfendas (SILVA et al., 2018). As vantagens do FMMR são baixo ruído de empuxo, alta precisão de empuxo e repetibilidade. No entanto, os testes demonstraram que este método de aquecimento levará a uma vida útil mais curta do FMMR devido à fadiga térmica. Além disso, foi demonstrado também que o efeito do movimento do propelente na estabilidade de atitude da espaçonave é mínimo (LIU et al., 2019). Esta tecnologia ainda está em desenvolvimento mas os resultados podem ser promissores.

### 5.1.2 Outros Motores Eletrotérmicos

Outra parceria entre a *CU Aerospace* e a *VACCO Industries* foi para o desenvolvimento do sistema de propulsão PUC (*Propulsion Unit for Cubesats*), mostrado na figura 20, sob contrato com a Força Aérea dos EUA através do AFRL (*Air Force Research Laboratory*). O PUC pode ser um sistema de gás quente além de um sistema de gás frio. Pode utilizar como propelente o dióxido de enxofre ( $SO_2$ ), R134a ou R236fa, que produzem vários níveis de desempenho para o sistema. Quando utilizado como gás quente o processo se dá através da utilização um dispositivo chamado MCD (*Micro Cavity Discharge*), que utiliza eletrodos operando entre 50–500 kHz e com 500 V para aquecer o propelente até 1500 K usando descarga elétrica luminescente em regime anormal (LEMMER, 2017; BURTON et al., 2010). Após aquecido o resultado da combustão é então acelerado através de uma única microtubeira. Este sistema possui um volume te de 0,25U e foi projetado para CubeSats entre 1U e 3U. Quando operando como gás frio o PUC demonstrou ser capaz de atingir um empuxo de 3,5 mN e um  $I_{sp}$  de 46 s com 6,0 W de potência de entrada. Já como gás quente seu empuxo é de 5,4 mN e seu  $I_{sp}$  é de 72 s com 15,0 W de potência de entrada. Este sistema se encontra em TRL 8 e até o momento, oito unidades foram entregues para a AFRL em 2014 e aguardam oportunidades de lançamento (PARKER, 2016).



Figura 20 – Propulsor PUC desenvolvido pelas empresas *CU Aerospace* e *VACCO Industries Inc.*.

Em 2019, a empresa *CU Aerospace* foi selecionada através do concurso da *NASA Tipping Point* para projetar, fabricar, integrar e realizar operações de missão do CubeSat

6U DUPLEX, previsto para lançamento em 2022. Este satélite contará com dois sistemas de propulsão da *CU Aerospace* a bordo, o MVP (*Monofilament Vaporization Propulsion*) e o FPPT (*Fiber-fed Pulsed Plasma Thruster*). O MVP possui um volume de 1U e consome uma fibra propelente de polímero sólido inerte a 1100 K usando a tecnologia de micro-resistojet desenvolvido pela empresa. Esta tecnologia mantém características de desempenho comparáveis com as de outros sistemas, como por exemplo de gás quente. Além disso, permite uma maior acessibilidade à propulsão para nanossatélites com custos reduzidos e elimina preocupações comuns de segurança do propelente, que muitas vezes limitam a aplicação de propulsão em CubeSats. Apesar do propelente sofrer despolimerização e duas mudanças de fase separadas, os requisitos de energia do sistema são gerenciáveis, demonstrando uma razão de empuxo por potência de 0,16 mN/W e um  $I_{sp}$  máximo superior a 100 s (WOODRUFF et al., 2018). O segundo sistema de propulsão, o FPPT, será abordado na seção dos PPTs.

Os arcjets (figura 21) são dispositivos eletrotérmicos com grande herança de voo e que operam em alta potência (*steady-state*) para gerar uma descarga (arco) elétrica para aquecer o propelente a uma temperatura mais alta do que a que pode ser obtida por meio de processos de combustão. Estes propulsores são conhecidos por fornecer altíssimos valores de impulso específico (FRISBEE, 2003). Contudo, os arcjets não são considerados dispositivos de propulsão viáveis para nanossatélites, em especial CubeSats, devido sua grande massa e a alta potência necessária para seu funcionamento (LEMMER, 2017). Um resumo de todos estes dados é apresentado na tabela 5.

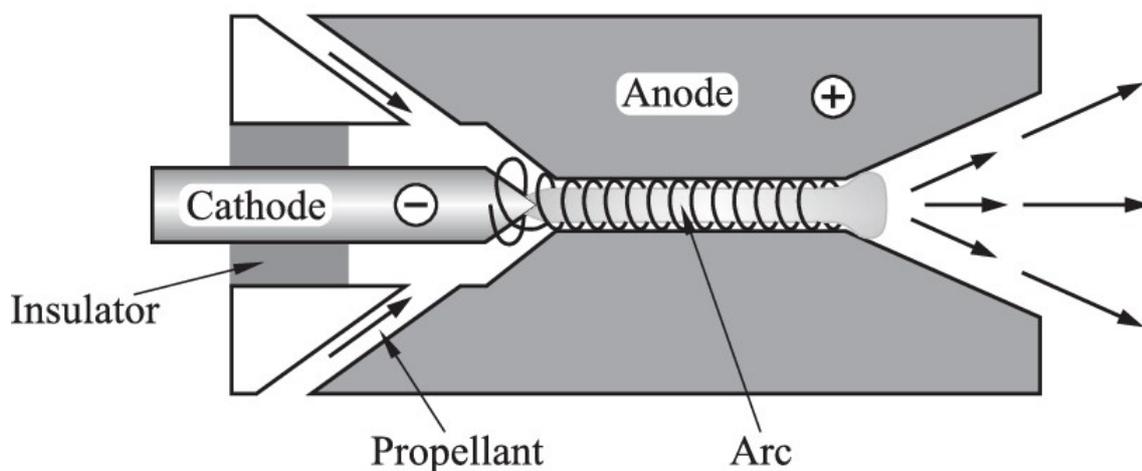


Figura 21 – Esquemático de funcionamento de um Arcjet.

Nome do Propulsor	Desenvolvedor	Empuxo (mN)	$I_{sp}$ (s)	Potência (W)
AQUARIUS	University of Tokyo	4	70	20
AuroraSat-1	Aurora Propulsion Technologies	0,5	100	10
Microesistojet	Busek Company, Inc.	10	150	15
CHIPS	CU Aerospace	30	82	30
FMMR	University of Southern California	1200	65	6
PUC	CU Aerospace	5,4	72	15
MVP	CU Aerospace	4,5	66	45

Tabela 5 – Sumário dos propulsores eletrotérmicos pesquisados.

## 5.2 Propulsores Eletrostáticos

### 5.2.1 *Electrosprays*

Um sistema de propulsão *electrospray* é capaz de gerar empuxo utilizando um emissor onde um forte campo elétrico é gerado entre a ponta deste emissor e um eletrodo oposto, acelerando íons ou gotículas de um propelente líquido com baixa pressão de vapor e eletricamente condutivo. Este emissor pode assumir a forma de uma agulha afiada, capilar ou fenda estreita e não requer uma descarga de plasma. O propelente é distorcido pelo campo elétrico e pela tensão superficial em um cone de Taylor na ponta do emissor, resultando em um campo elétrico ainda mais intensificado (LEMMER, 2017). Um esquemático do funcionamento pode ser visto na figura 22.

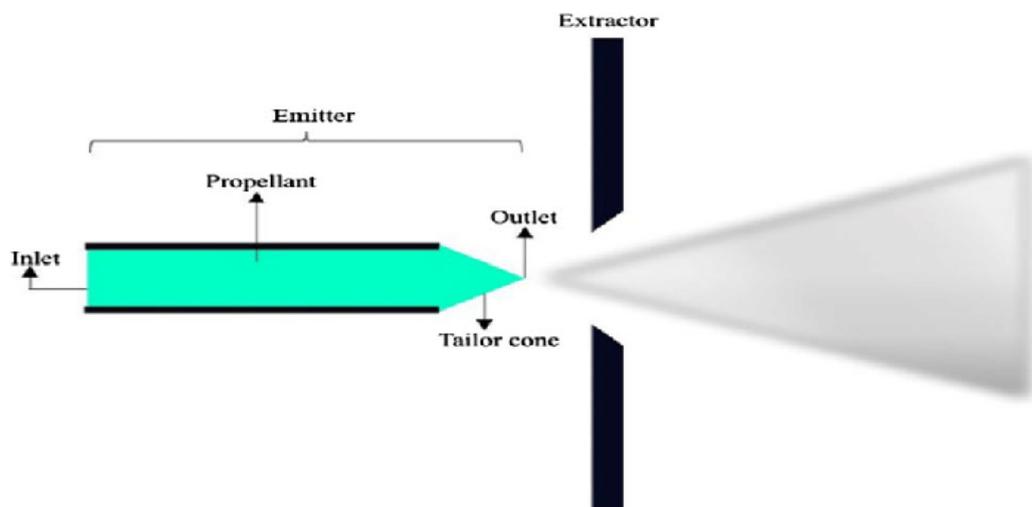


Figura 22 – Esquemático de funcionamento de um electrospray.

Estes dispositivos são ideais para os tipos de miniaturização necessários para os CubeSats (MUELLER, 2000). Existem dois tipos de propulsores de *electrospray*, definidos pelo método de emissão e classificados da seguinte forma:

- *Electrosprays* de líquido iônico: Utilizam líquidos iônicos como propelentes, ou seja, sais em fase líquida. Estes sistemas operam no regime de jato-cone, no qual o menisco

(do propelente) se quebra em gotas (TUMMALA; DUTTA, 2017). Eles dependem da emissão de gotas do cone de Taylor. São também conhecidos na literatura como propulsores coloidais.

- Propulsão elétrica por emissão de campo: Operam no regime iônico onde os íons puros são extraídos do propelente através de um forte campo eletrostático. Os propelentes utilizados são metais de baixo ponto de fusão, armazenados em estado sólido. Estes metais são então aquecidos a bordo do sistema de propulsão, mudando para o estado líquido para que sejam realizadas as operações do propulsor. O impulso específico observado no regime iônico é maior do que no regime jato-cone (KREJCI et al., 2017). Na literatura são conhecidos por FEEP (*Field-Emission Electric Propulsion*).

#### 5.2.1.1 *Eletrospray* com Líquido Iônico

Os *electrosprays* com líquido iônico (propulsores coloidais) já eram extensivamente estudados nos Estados Unidos na década de 1960. Na época, as pesquisas se concentravam em propelentes de glicerol, dopados com iodeto de sódio (NaI) ou ácido sulfúrico ( $H_2SO_4$ ). Contudo, à medida que os satélites aumentaram de tamanho, não se viu nenhuma aplicação dos propulsores coloidais, diminuindo assim o interesse por essa tecnologia nas décadas seguintes. No início dos anos 2000 este cenário mudou. Com a criação dos CubeSats em 1999, os *electrosprays* ganharam novamente a atenção da comunidade científica pois eles poderiam permitir que pequenos satélites também possuíssem sistemas de propulsão para diversas aplicações (MUELLER; HOFER; ZIEMER, 2010).

O *electrospray* funciona com base no princípio de extração eletrostática e aceleração de partículas carregadas (íons) de uma superfície líquida (propelente) para produzir o empuxo. Seu mecanismo de trabalho fundamental é baseado em um processo pelo qual a superfície líquida condutora do propelente é deformada quando um certo limite do potencial elétrico é ultrapassado. Esta deformação cria um Cone de Taylor no qual os íons são extraídos (KREJCI et al., 2015; JR; LOZANO, 2011). Este sistema então acelera os íons positivos ou negativos, gerando feixes de íons. Os líquidos iônicos utilizados como propelentes possuem uma pressão de vapor desprezível, o que serve como uma vantagem pois elimina a necessidade de pressurização do propelente, tornando mais fácil a miniaturização do sistema de propulsão (KREJCI et al., 2017). Além disso, os líquidos iônicos não requerem aquecimento, têm baixa tensão de operação e alta condutividade no estado puro (GRUSTAN-GUTIERREZ; GAMERO-CASTAÑO, 2017). O desempenho pode ser variado mudando a tensão passada pelo emissor e pelos eletrodos extratores.

Para se produzir um empuxo desejado com *electrosprays* é necessária a criação de uma matriz de emissores, pois cada emissor de *electrospray* individual opera na faixa

de mili-watt de potência e gera um empuxo na ordem de micro-newtons (GRUSTAN-GUTIERREZ; GAMERO-CASTAÑO, 2017).

Inúmeros propelentes podem ser utilizados para estes sistemas, entre eles estão o tetrafluorborato de 1-etil-3-metilimidazólio (EMI-BF<sub>4</sub>) e o bis(trifluorometilsulfonil)imida (EMI-Im). Tummala e Dutta (2017) trazem em seu artigo mais líquidos iônicos que são utilizados como propelentes para os sistema de propulsão electrospray. Os propelentes que resultam na emissão de ânions e cátions podem não exigir a presença de um cátodo externo para neutralizar os íons ejetados e manter o equilíbrio geral da carga. Estes neutralizadores são incluídos como parte do sistema de propulsão coloidal quando o mesmo utiliza propelentes que emitem apenas espécies carregadas positivamente (KHALIFEHEI; HIGUERA, 2020).

A empresa Busek desenvolveu em colaboração com o JPL (*Jet Propulsion Laboratory*) da NASA o sistema de propulsão *electrospray* CMNT (*Colloid MicroNewton Thrusters*) em 2008. Este sistema foi selecionado para a missão LISA (*Laser Interferometry Space Antenna*) da ESA (*European Space Agency*), lançada em 2015. O sistema CMNT foi utilizado com sucesso no ano seguinte, em 2016, após quase oito anos de armazenamento. A missão consistia em um estudo sobre ondas gravitacionais utilizando interferometria a laser e para isso, níveis de micro-Newton de empuxo com uma precisão de 0,1  $\mu N$  eram necessários. Dados sobre a missão mostram que sete dos oito propulsores do sistema CMNT demonstraram desempenho consistente com os resultados do teste de solo, e o sistema de propulsão completo atendeu aos requisitos de desempenho de nível da missão (ZIEMER et al., 2018). A Busek continuou com desenvolvimento de propulsores *electrosprays* com base nos excelentes resultados obtidos com o CMNT. Em 2021, o sistema BET-100 desenvolvido pela Busek foi utilizado no CubeSat 6U PTD-1 (*Pathfinder Technology Demonstrator*). O BET-100 (mostrado na figura 23) operou com sucesso e foi capaz de gerar 100  $\mu N$  de empuxo com 5,5 W de potência de entrada e opera com um  $I_{sp}$  de 1800 s. Além destes sistemas a Busek ainda possui outro, chamado BET-1, capaz de fornecer até 0,7 mN de empuxo e um  $I_{sp}$  na faixa de 400 s a 1300 s, operando com 15 W de potência de entrada. Este último não possui herança de voo (BUSEK, 2017).

O MIT (*Massachusetts Institute of Technology*) através da *Aerospace Corporation* lançou em 2015 dois CubeSats 1,5U, o AeroCube-8A e 8B, com o sistema de propulsão S-iEPS (*Scalable ion Electrospray Propulsion System*) (THOMAS et al., 2017). Este sistema (mostrado na figura 24) pesa cerca de 100 gramas e tem um volume de 0,2U. O módulo utilizado para a missão dos CubeSats (também conhecida como IMPACT), foi composto por 8 propulsores que são capazes de fornecer 74  $\mu N$  de empuxo e 1150 s de  $I_{sp}$  com 1,5 W de potência de entrada. Em 2016, foram lançados o AeroCube-8C e 8D com as mesmas configurações. Nenhuma informação sobre o desempenho destes sistemas durante as operações em órbita foi apresentada ao domínio público (LEMMER, 2017).

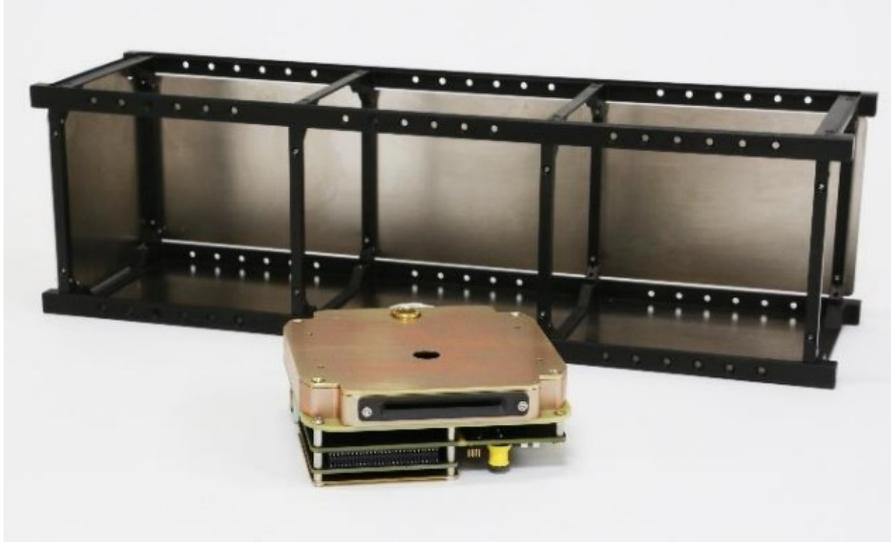


Figura 23 – Electro spray BET-100 desenvolvido pela Busek.

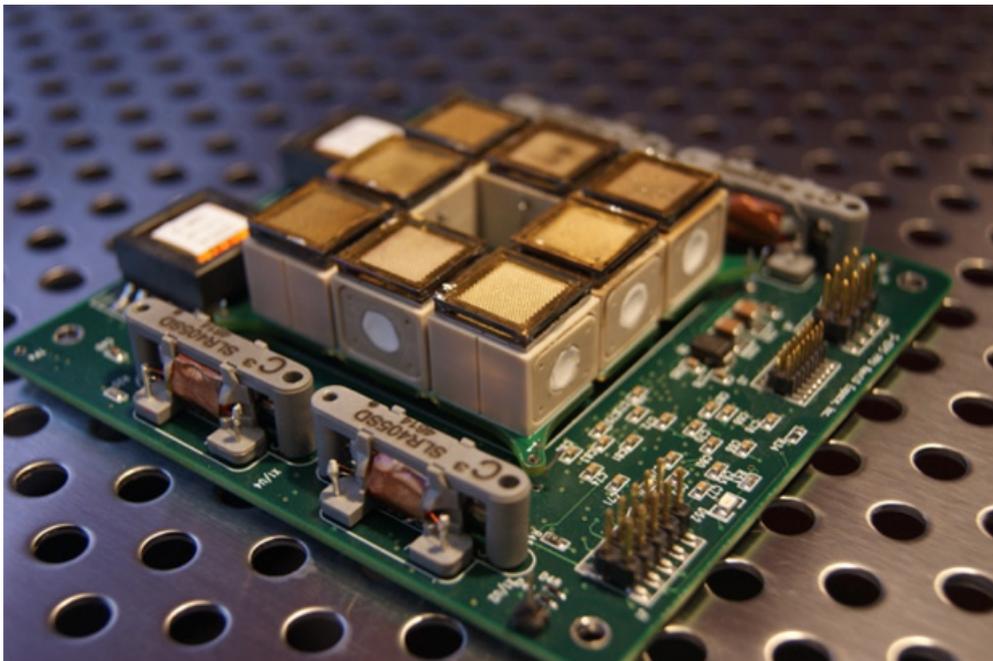


Figura 24 – Electro spray S-iEPS desenvolvido pelo MIT.

A missão BeaverCube foi selecionada em 2019 pela CSLI (*CubeSat Launch Initiative*) da NASA para ser lançada como parte do programa ELaNa (*Educational Launch of Nanosatellites*). O CubeSat 3U, que tem previsão de lançamento para 2021, será utilizado para uma missão educacional liderada pelo *Massachusetts Institute of Technology* (MIT) para apresentar aos alunos do ensino médio, em todo o país, a ciência e a tecnologia aeroespacial na prática. O pequeno satélite medirá as propriedades das nuvens, temperaturas da superfície do oceano e a cor do oceano para fins meteorológicos (PEREIRA et al., 2020). O BeaverCube também demonstrará a operação e desempenho do propulsor *electrospray* TILE 2 (*Tiled Ionic Liquid Electro spray*), composto por quatro propulsores,

desenvolvido pela empresa *Accion Systems, Inc.*. Esta demonstração consistirá na realização de manobras translacionais, com uma mudança da altitude do BeaverCube em 480 metros. A massa total do sistema de propulsão, incluindo o propelente, é 480 gramas e seu volume é 0,5U. O empuxo máximo alcançado é de  $50 \mu\text{N}$  e um  $I_{sp}$  de 1650 s (SCHROEDER; WOMACK; GAGNON, 2020). A *Accion Systems* também desenvolveu o TILE 3 pesando 2 quilos e com 1U de volume. É capaz de fornecer 0,45 mN de empuxo e  $I_{sp}$  de 1650 s (ACCIO SYSTEMS, 2021).

A *University High School* da Califórnia, EUA, foi selecionada pela NASA no concurso *CubeSat Launch Initiative* e irá lançar um CubeSat 1U chamado IRVINE03. O satélite terá como objetivo demonstrar novas tecnologias, além de servir como esforço educacional para ensinar, treinar e inspirar a próxima geração de profissionais STEM (*Science, Technology, Engineering and Mathematics*). O sistema de propulsão selecionado para a missão, que tem previsão para acontecer em 2021, será um propulsor *electrospray* (NASA, 2018; IPSF, 2017).

A empresa *Lockheed Martin Space Systems Company* está desenvolvendo o CubeSat 6U LunIR (conhecido também como SkyFire) para uma missão que tem como objetivo realizar um sobrevoo lunar e coletar dados sobre a superfície da Lua. Para alcançar os objetivos da missão, o CubeSat LunIR utilizará um sistema *electrospray* para diminuir sua órbita (NASA, 2015). A capacidade de caracterizar a superfície da Lua por meio de sensoriamento remoto também pode ser aplicada a missões de espaço profundo, como por exemplo Marte. A missão está prevista para 2022 (KULU, 2021). Mais informações sobre o desempenho do sistema de propulsão não foram apresentadas ao público.

### 5.2.1.2 Propulsão Elétrica por Emissão de Campo - FEEP

Segundo Mueller, Hofer e Ziemer (2010), a propulsão elétrica por emissão de campo (*Field Emission Electric Propulsion* - FEEP) foi inicialmente estudada nos Estados Unidos na década de 1960, com foco em tubos capilares para alimentar o propelente de césio. Assim como aconteceu com os propulsores coloidais, os satélites aumentaram de tamanho e não se via nenhuma aplicação da tecnologia FEEP na época. Contudo, as pesquisas continuaram na Europa na década de 1970 através da ESA (*European Space Agency*), com a ESTEC (*European Space Research and Technology Centre*), *Centrosazio* e a universidade italiana *Università di Pisa*. Estas pesquisas se concentraram em sistemas FEEP que utilizavam césio como propelente e finalmente levaram ao desenvolvimento de emissores de fenda com larguras variando de 2 mm a 70 mm, produzindo empuxo de  $40 \mu\text{N}$  a 1,4 mN.

Conforme dito anteriormente, os propulsores FEEP funcionam de forma “semelhante” aos propulsores coloidais, no entanto, emitem predominantemente íons. Esta tecnologia pode preencher a necessidade atual de propulsão compacta e de alto desempenho,

permitindo alcançar valores altos de impulso específico devido ao princípio de aceleração eletrostática (TAJMAR; GENOVESE; STEIGER, 2004). Diferentemente dos propulsores coloidais, os propulsores FEEP utilizam metais de baixo ponto de fusão como propelente e não requerem o uso de válvulas ou tanque pressurizado. O propelente é geralmente armazenado como um sólido e aquecedores de bordo são utilizados para transformar o propelente em líquido antes das operações do propulsor. Um forte campo elétrico é estabelecido com um par de eletrodos bem espaçados. A superfície livre do metal líquido exposta a este campo é distorcida, formando uma estrutura semelhante a um cone, chamado de cone de Taylor (FRISBEE, 2003). Quando este ponto é atingido o líquido metálico é evaporado, ionizado e acelerado pelo mesmo campo elétrico. Os íons saem do propulsor pela abertura de um eletrodo (chamado de extrator) com velocidades de até 100 km/s (BOCK; TAJMAR, 2018) em um feixe de partículas ionizadas. Este efeito foi observado pela primeira vez no final do século 16, mas só se tornou bem compreendido em meados do século 20 por *Sir* Geoffrey Ingram Taylor. Já neste período, surgiram as intenções de usar este princípio físico na propulsão. Esta emissão de íons pode ser controlada através da modulação da alta tensão de entrada do sistema, que normalmente excede 10 kV. O empuxo e o impulso específico são diretamente proporcionais à emissão do campo eletrostático (SCHÖNHERR et al., 2019).

Os propulsores FEEP permitem valores de impulso específico extremamente altos e podem fornecer bits de impulso muito precisos permitindo uma variedade de aplicações como o controle de atitude, apontamento de altíssima precisão e empuxo para a compensação de arrasto de pequenos satélites (FRISBEE, 2003). No entanto, quando observamos as razões de empuxo-potência destes propulsores, é possível ver que os mesmos exigem longos tempos de transferência ou altos níveis de potência para seu funcionamento. Quando cargas positivas e negativas são emitidas ao mesmo tempo não se faz necessário a presença de um neutralizador para manter o equilíbrio geral da carga, evitando assim o carregamento do propulsor e, portanto, de todo o satélite, tornando o sistema FEEP ainda mais compacto. Estes neutralizadores são incluídos como parte do sistema de propulsão quando o propelente utilizado emite apenas cátions (íons carregados positivamente) (KREJCI et al., 2018).

A utilização de um bom líquido metálico condutor torna o sistema FEEP significativamente mais eficiente, ou seja, mais capaz de gerar uma boa emissão de íons, com menor propensão a formar gotículas. Entre os propelentes mais comuns estão o índio, céσιο e gálio. O utilização do céσιο como propelente ainda traz algumas complicações com o seu manuseio, pois o mesmo é muito corrosivo e reage prontamente com quantidades mínimas de água, oxigênio ou dióxido de carbono, formando hidróxidos, óxidos e carbonatos de céσιο com altas temperaturas de fusão, que podem entupir os eletrodos (MUELLER, 2000).

Um propelente significativamente mais benigno é o índio. Seu ponto de fusão é de cerca de 157 °C e em temperatura ambiente é sólido. Sua pressão de vapor é muito baixa e não é corrosivo, podendo ser manuseado em condições atmosféricas sem a preocupação de contaminação. Os estudos com o índio se dão desde os anos 90 com as pesquisas dos Centros de Pesquisa Austríacos e Instituto Austríaco de Tecnologia. Inicialmente estas pesquisas visavam realizar experimentos de espectrometria de massa e não tinham planos de criar um dispositivo de propulsão e sim uma fonte de íons (SCHARLEMANN; TAJMAR, 2007). Porém, a bordo da estação espacial russa MIR em 1991 foi vista a possibilidade de utilizar o sistema como um propulsor. Esta tecnologia possui uma herança espacial considerável (KREJCI et al., 2018).

A utilização de um sistema que opera em modo duplo, FEED e coloidal, vem sendo estudada, pois tal modo de operação poderia estender muito a flexibilidade de missão espacial. Devido às inúmeras aplicações potenciais dos sistemas FEED, muitos trabalhos recentes se concentraram em realizar testes extensivos com estes propulsores (FRISBEE, 2003).

O propulsor FEED IFM Nano (figura 25) desenvolvido pela FOTEC (*Forschungs- und Technologietransfer GmbH*) da Áustria e comercializado pela *Enpulsion* foi utilizado pela primeira vez em 2018 com o CubeSat Flock-3p' da empresa *Planet Labs*. O sistema possui um volume de aproximadamente 0,8U e uma massa total de 900 gramas (KREJCI et al., 2018). O sistema utiliza 209 gramas de índio como propelente. É capaz de fornecer um empuxo nominal de 0,33 mN e atingir níveis de impulso específico entre 2000s e 6000s operando com uma potência entre 10 e 40 W. O IFM Nano se adapta às necessidades da missão, bem como à disponibilidade de energia, algo extremamente importante para o caso de CubeSats (SCHÖNHERR et al., 2019). A demonstração de desempenho em voo do IFM Nano foi um sucesso, indicando uma boa concordância com o empuxo esperado. Além do Flock-3p', este sistema também foi utilizado em outras missões com satélites maiores como a ICEYE X2 realizada em 2018 e ICEYE X3 (também conhecido como *Harbinger*) em 2019, porém dados de desempenho em órbita não estão disponíveis para o domínio público (IGNATENKO et al., 2020). Outras opções de propulsores FEED são oferecidas pela *Enpulsion* (Enpulsion, 2021).

Outro propulsor FEED disponível é o NanoFEED (figura 26) desenvolvido pela universidade alemã *Technische Universität Dresden*. Através de uma parceria com a *Universität Würzburg* o sistema foi testado com o CubeSat 1U UWE4 (*University Würzburg Experimental satellite-4*), lançado em 2018 (BOCK; BETHGE; TAJMAR, 2014). O sistema NanoFEED é comercializado pela empresa *Morpheus Space* e possui um volume menor que 1U (incluindo a unidade de processamento de energia). Sua massa é de 160 gramas e pode fornecer uma faixa de empuxo entre 1-20  $\mu N$  e um  $I_{sp}$  na faixa de 3000 a 8500 s com um potência de entrada entre 0,2 - 3 W. O propelente utilizado é o gálio

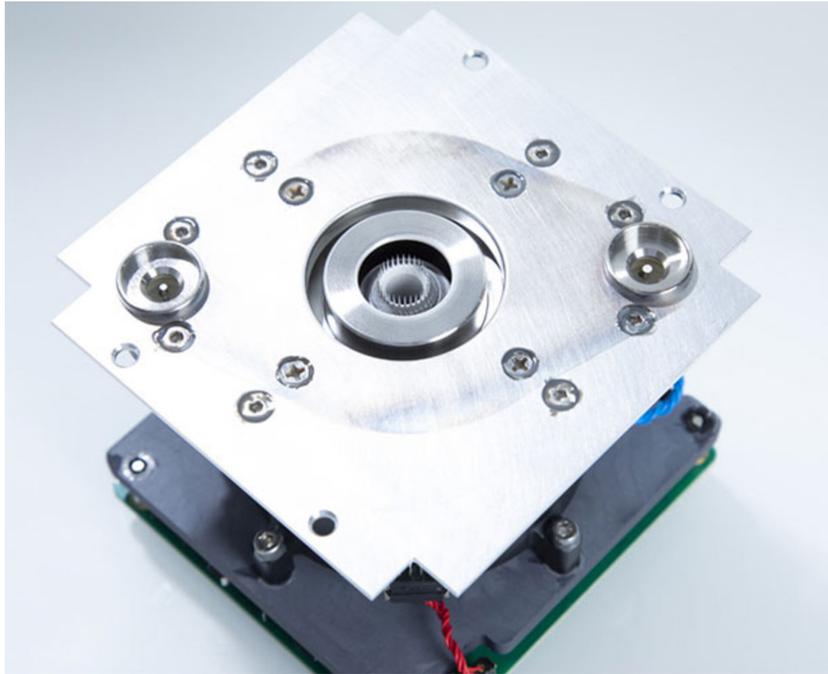


Figura 25 – FEEP IFM Nano comercializado pela Enpulsion.

e se faz necessário a utilização de um neutralizador no sistema NanoFEEP para evitar o carregamento do satélite (BOCK; TAJMAR, 2018). Outras opções de NanoFEEP são oferecidas pela *Morpheus Space* em seu catálogo (Morpheus Space, 2021).



Figura 26 – Electrospray NanoFEEP desenvolvido pela Technische Universität Dresden e comercializado pela Morpheus Space.

A *Michigan Technological University* está focando em uma nova área de pesquisa promissora com *eletrosprays*. A universidade está estudando a possibilidade de utilizar os ferrofluidos líquidos iônicos como propelente (TERHUNE et al., 2016). Esses líquidos

podem formar picos apenas com a aplicação de um campo magnético, não sendo necessária a utilização de eletrodos extratores, o que simplifica muito a fabricação deste tipo de propulsor (LEMMER, 2017). Um resumo de todos estes dados é apresentado na tabela 6.

Nome do Propulsor	Desenvolvedor	Empuxo ( $\mu\text{N}$ )	$I_{sp}$ (s)	Potência (W)
CMNT	Busek Company, Inc.	20	225	16,5
BET-100	Busek Company, Inc.	100	1800	5,5
BET-1	Busek Company, Inc.	700	400 - 1300	15
SiEPS	MIT	75	1150	1,5
TILE 2	Accion Systems, Inc.	50	1650	4
TILE 3	Accion Systems, Inc.	450	1650	20
IFM Nano	Enpulsion	330	2000 - 6000	10 - 40
NanoFEED	Technische Universität Dresden	1 - 20	3000 - 8500	0,2 - 3

Tabela 6 – Sumário dos propulsores electrosprays pesquisados.

### 5.2.2 Propulsor Iônico com Grades

Os propulsores iônicos com grades (Gridded Ion Thruster - GIT) datam da década de 1960. Eles foram propostos pela primeira vez por Tsiolkovsky em 1911 (O'REILLY; HERDRICH; KAVANAGH, 2021). Estes sistemas ionizam o propelente por meio de uma descarga de plasma e os íons resultantes são subsequentemente acelerados por meio de grades eletrostáticas. A diferença de potencial entre as grades é o que determina a aceleração do propelente (GOEBEL; KATZ, 2008). Este processo também conhecido como óptica iônica e é geralmente classificada nos seguintes tipos de descarga de plasma empregada:

- Descarga por corrente contínua (*Direct Current* - DC): O propelente é ionizado por meio de bombardeio de elétrons gerado por um eletrodo (cátodo) que realiza uma descarga interna.
- Descarga de radiofrequência (RF): Não utiliza um cátodo para a descarga interna. Em vez disso, o propelente é ionizado por radiofrequência. Um esquemático do funcionamento deste tipo de propulsor é apresentado na figura 27.

Os propulsores iônicos com grades normalmente operam em altas tensões e geralmente requerem o uso de cátodo neutralizador externo, utilizado para fornecer elétrons e manter a neutralidade da carga do propelente ionizado emitido pelo propulsor (GOEBEL; KATZ, 2008). Impulsos específicos elevados podem ser alcançados (de 2000 s a mais de 10.000 s) e sua variação pode ser atingida com a mudança da tensão aplicada às grades de aceleração (FEARN, 2003). São caracterizados pela alta eficiência do propulsor, no entanto, a densidade de empuxo é fundamentalmente limitada e o desgaste do cátodo de descarga e contaminação durante o uso prolongado são problemas comuns para esta tecnologia (GOEBEL; POLK; MIKELLIDES, 2011). O uso de propelentes inertes como xenônio e criptônio colaboram com a mitigação dos efeitos de contaminação incorridos,

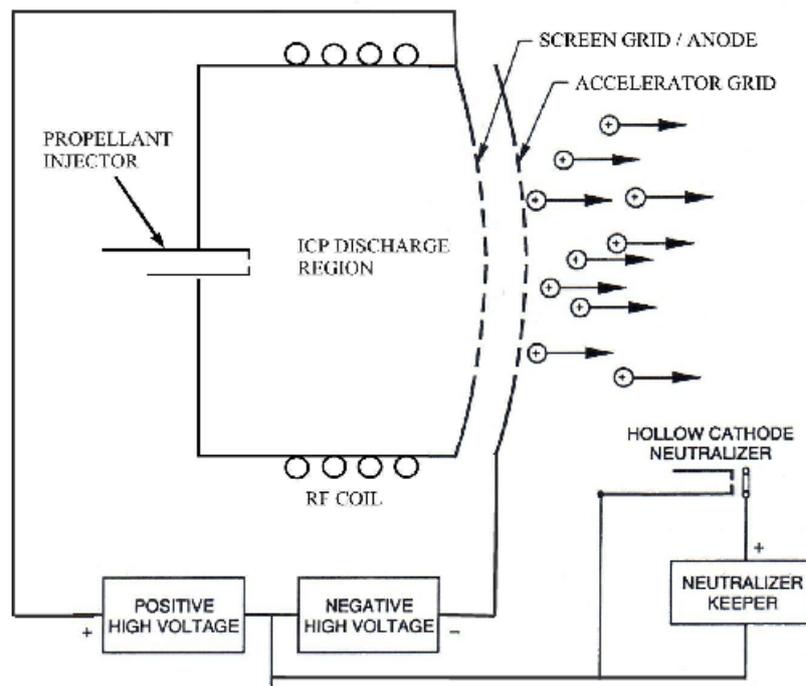


Figura 27 – Esquemático do funcionamento de um propulsor iônicos com grades por descarga de RF.

porém os problemas devido às interações de plasma continuam (BRINZA et al., 2001). Estudar e analisar o desgaste dos cátodos de descarga é de grande importância, visto que sua falha é considerada um dos principais fatores limitantes do ponto de vista de vida útil dos propulsores iônicos. Este desgaste acarreta falhas do aquecedor, na placa de orifício do cátodo e também no eletrodo "keeper" (KOLASINSKI; POLK, 2004).

As versões mais antigas deste tipo de propulsor utilizavam propelentes metálicos como mercúrio e césio que têm grandes massas atômicas e ionizam-se facilmente, pois o empuxo gerado é proporcional à massa do íon. Contudo, os mesmos possuem pontos de ebulição muito altos e são tóxicos, o que dificultava a utilização (O'REILLY; HERDRICH; KAVANAGH, 2021). Os propulsores iônicos com grades modernos utilizam principalmente o xenônio (Xe) ou iodo (I) como propelentes. O xenônio, ioniza-se mais facilmente que os elementos metálicos supracitados, possui uma grande massa atômica e tem ponto de ebulição baixo, além de não ser tóxico. O iodo é capaz de gerar mais empuxo do que o xenônio quando submetido a um regime de baixo fluxo com potências operacionais semelhantes. Embora o iodo seja um propelente corrosivo, é mais abundante e mais barato que o xenônio, que atualmente custa cerca de US\$ 850/kg (DIETZ et al., 2019; JINGHUA et al., 2020). A água também foi explorada como propelente para os propulsores iônicos com grades devido sua maior segurança e menor custo, porém o seu desempenho não se compara ao do xenônio ou do iodo (NAKAGAWA et al., 2019). A avaliação de novos propelentes através de um método de triagem além da necessidade da validação experimental

para que seja possível realizar adaptações para as geometrias das grades e distribuições de diâmetro total. O estudo das propriedades e aplicabilidade de novos propelentes se torna cada vez mais importante à medida que o uso de pequenos satélites, como os CubeSats, aumenta (O'REILLY; HERDRICH; KAVANAGH, 2021).

Quando comparados com outros sistemas de propulsão, os propulsores iônicos possuem maior eficiência e maiores impulsos específicos. Por conta disso, nos últimos anos as pesquisas têm se concentrado no desenvolvimento de uma unidade de processamento de energia mais potente e compacta, melhoria dos parâmetros de modelagem de plasma em ambientes de simulação numérica e identificação de propelentes alternativos que possam fornecer um  $I_{sp}$  maior do que xenônio sob condições específicas (O'REILLY; HERDRICH; KAVANAGH, 2021). Tais avanços permitiram uma redução no tamanho e peso destes propulsores, colaborando com a implementação dos mesmo em CubeSats para a realização de missões interplanetárias (KREJCI; JENKINS; LOZANO, 2019; RAFALSKYI; AANESLAND, 2017).

Foi proposto em 2014 um novo tipo de propulsor iônicos com grades e a prova do conceito foi alcançada para os gases xenônio (Xe), argônio (Ar) e dinitrogênio ( $N_2$ ), onde se descobriu que a aceleração de íons por RF tem a mesma eficiência que a aceleração por corrente contínua. Além disso, a utilização da RF permite que estes sistemas tenham massa e volume reduzidos sem penalidade no desempenho devido à ausência de um sistema de neutralização separado que inclui fonte de alimentação adicional como no caso do modelo tradicional, que utiliza descarga por corrente contínua. Este fato aumenta significativamente o interesse nesta tecnologia para o uso em satélites pequenos, como nanossatélites (RAFALSKYI; AANESLAND, 2017).

A ciência dos materiais tem estudado nos últimos anos os sólidos que suportam a condução iônica, os chamados Solid State Ionics (SSI). Eles podem oferecer soluções para superar problemas com a produção e entrega de íons para seus locais de extração sem complicações na câmara de descarga de plasma (WILBUR et al., 2007; KNAUTH; TULLER, 2002).

Um exemplo de propulsor iônicos com grades que utiliza descarga DC é o MiXI (*Miniature Xenon Ion Thruster*) desenvolvido pelo JPL (*Jet Propulsion Laboratory*) da NASA e pela UCLA (*University of California, Los Angeles*). Este propulsor, mostrado na figura 28, foi desenvolvido antes do surgimento do CubeSats e, portanto, o foco não estava na criação de um sistema de propulsão que operasse dentro das restrições de um CubeSat (MUELLER; HOFER; ZIEMER, 2010). Contudo, sua pequena massa e volume o torna uma excelente opção para pequenos satélites. O MiXI é capaz de fornecer um empuxo na faixa de 0,1 - 1,553 mN e um  $I_{sp}$  entre 1760 - 3100 s (CONVERSANO; WIRZ, 2013). Utiliza xenônio como propelente, tem uma massa total de 250 gramas e atinge valores de  $\Delta V$  de até 7000 m/s. Futuras missões de espaço profundo estudam a possibilidade de

utilizá-lo como sistema de propulsão (O'REILLY; HERDRICH; KAVANAGH, 2021).



Figura 28 – Propulsor iônicos MiXI desenvolvido pelo JPL e pela UCLA.

A universidade alemã de Giessen, juntamente com a Astrium, projetou e desenvolveu um propulsor iônicos de RF chamado  $\mu$ NRIT-2.5 para fins de voo em formação. O  $\mu$ NRIT-2.5 é capaz de fornecer um empuxo entre  $50 \mu\text{N}$  e  $500 \mu\text{N}$  e um  $I_{sp}$  na faixa de 360 e 2850 s. O propulsor utiliza xenônio como propelente, pesa cerca de 210 gramas e requer uma potência entre 12,5 W e 35 W (FEILI et al., 2009; CARA et al., 2011).

A *Busek Company Inc.* desenvolveu os propulsores iônicos com grades BIT-1 e o BIT-3 nos últimos anos. O BIT-1 requer cerca de 10 W de potência para fornecer cerca de  $100 \mu\text{N}$  de empuxo e um  $I_{sp}$  de 2150 s (TUMMALA; DUTTA, 2017). O BIT-3 possui uma massa de 1,5 quilogramas e foi projetado para caber em um CubeSat de 3U ou maior. Este sistema requer entre 55 e 75 W de potência de entrada para todo o sistema para fornecer um  $I_{sp}$  de 2000 s e um empuxo na faixa de 0,66 - 1,15 mN. Utiliza xenônio ou iodo como propelente (O'REILLY; HERDRICH; KAVANAGH, 2021). O BIT-3 está programado para ser lançado a bordo de dois CubeSats 6U para missões de espaço profundo em 2021. Na missão Lunar IceCube, liderada pela *Morehead State University* e financiada pela NASA, vai auxiliar o satélite a caracterizar a distribuição de água e outros voláteis na Lua a partir de uma órbita lunar altamente inclinada com um periastro menor que 100 km. Já na missão Lunar Polar Hydrogen Mapper (LunaH-Map), liderada pela *Arizona State University* e financiada pela NASA, vai auxiliar o satélite a mapear as distribuições de hidrogênio no polo sul lunar de uma órbita lunar com um periastro menor que 20 km (MILLER et al., 2021). Para a realização destas duas missões o BIT-3 utilizará iodo como propelente e realizará a trajetória de transferência lunar, seguida pela captura da órbita lunar, redução da órbita e desorbitação (LEMMER, 2017).

A empresa ArianeGroup, antiga Astrium, possui em seu portfólio de produtos os propulsores iônicos por radiofrequência RIT  $\mu$ X e RIT 10 EVO que podem ser utilizados em pequenos satélites como CubeSats. O RIT  $\mu$ X (figura 29) possui uma massa de 440 gramas e é ideal para realizar manobras orbitais que requerem a mais alta precisão pois é capaz de fornecer um empuxo na faixa de 50-500  $\mu$ N e um  $I_{sp}$  na faixa de 300-3000 s com uma potência nominal de entrada de 50 W. Já o RIT 10 EVO possui 3 versões e pesa cerca de 1,8 quilogramas. Possui faixas de empuxo que variam entre 5 mN e 25 mN com valores de potência que variam de 145 W até 760 W. Este sistema pode atingir valores de  $I_{sp}$  entre 1900 s e 3200 s. Ambos os sistemas utilizam xenônio como propelente (LEITER et al., 2017; LEITER et al., 2019). Um resumo de todos estes dados é apresentado na tabela 7.

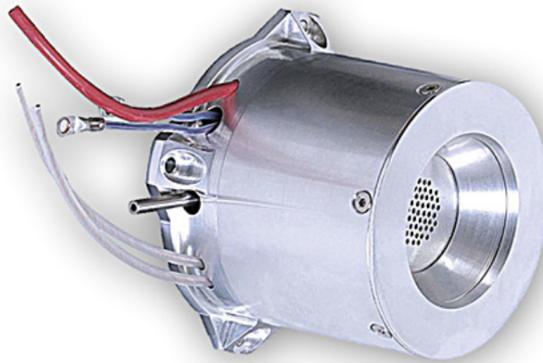


Figura 29 – Propulsor iônicos RF RIT  $\mu$ X desenvolvido pela empresa ArianeGroup.

Nome do Propulsor	Desenvolvedor	Empuxo (mN)	$I_{sp}$ (s)	Potência (W)
MiXI	JPL	0,1 - 1,553	1760 - 3100	14 - 50
$\mu$ NRIT-2.5	Astrium	0,05 - 0,5	360 - 2850	12,5 - 35
BIT-1	Busek Company, Inc.	0,1	2150	10
BIT-3	Busek Company, Inc.	0,66 - 1,15	2000	55 - 75
RIT $\mu$ X	ArianeGroup	0,05 - 0,5	300-3000	50
RIT 10 EVO	ArianeGroup	5 - 25	1900 - 3200	145 - 760

Tabela 7 – Sumário dos propulsores iônicos com grades pesquisados.

### 5.2.3 Propulsor de Efeito Hall

O conceito do propulsor de efeito Hall (*Hall-Effect Thruster* - HET) foi originalmente concebido nos Estados Unidos, mas foi apenas na antiga União Soviética onde foi desenvolvido com sucesso em um dispositivo de propulsão eficiente em 1971, com o propulsor SPT-50 no satélite Meteor. Dois tipos de propulsores Hall foram desenvolvidos

pela antiga União Soviética: **propulsores de plasma estacionário** (*Stationary Plasma Thruster* - SPT) com uma ampla zona de aceleração desenvolvido pela EDB FAKEL e os **propulsores com camada anódica** (*Thruster with Anode Layer* - TAL) com zona de aceleração estreita desenvolvido no *Central Research Institute for Machine Building* (TsNIIMASH). Estes propulsores foram apresentados para o Ocidente em 1992 após uma visita aos laboratórios soviéticos por uma equipe de especialistas em propulsão elétrica dos Estados Unidos, com o apoio da *Ballistic Missile Defense Organization* (BMDO), onde uma avaliação experimental foi realizada (FRISBEE, 2003). Os propulsores de efeito Hall são indiscutivelmente a tecnologia de propulsão elétrica no espaço de maior sucesso e quantidade de unidades lançadas. Estima-se que entre 1971 e 2018, mais de 300 destes propulsores foram utilizados em missões espaciais, sendo a maioria deles produzidos pela EDB FAKEL (SHEETZ; PETROVA, 2019). Em 2003 a ESA (*European Space Agency*) lançou o seu primeiro propulsor HET a bordo do satélite SMART-1 (*Small Missions for Advanced Research in Technology-1*). O sistema de propulsão PPS-1350 foi desenvolvido pela empresa francesa Safran (MARINI et al., 2002). Nos Estados Unidos o primeiro motor HET, desenvolvido pela Busek com o nome BHT-200, foi lançado em 2006 a bordo do satélite TacSat-2, um satélite experimental da *Air Force Research Laboratory* (AFRL) (YEE, 2005). A partir de 2019 os lançamentos de motores HETs foram bastante acelerados com o lançamento de 120 satélites da constelação *Starlink* da *SpaceX* e 6 satélites da *OneWeb*, cada um incluindo um sistema de propulsão de efeito Hall. Em 2020, mais 475 satélites da *SpaceX* e 68 da *OneWeb* foram lançados em órbita baixa da Terra com motores HETs (SHEETZ; PETROVA, 2019). Estes sistemas de propulsão se tornaram a tecnologia de propulsão espacial mais dominante na indústria aeroespacial e este rápido crescimento pode ser atribuído ao seu design simples, confiabilidade historicamente bem demonstrada, boa eficiência, alto impulso específico e alta relação empuxo-potência. Apesar dos propulsores iônicos com grades, vistos anteriormente, atingirem valores de impulso específico ainda mais altos, os HETs podem atingir razões de empuxo-potência mais altas, o que faz com que os HETs sejam capazes de fornecer um bom equilíbrio entre empuxo, impulso específico, custo e confiabilidade (NASA, 2016).

No propulsor de Efeito Hall, um campo elétrico axial ( $\vec{E}$ ) é estabelecido entre o ânodo na base de um canal anular e o plasma produzido pelo cátodo oco externo. Um campo magnético transversal (radial)  $\vec{B}$  reduz a mobilidade dos elétrons vindos do cátodo externo, fazendo com eles girem ao longo das linhas do campo magnético e na direção azimutal  $\vec{E} \times \vec{B}$  ao redor do canal. Tal processo causa a ionização do propelente que passa pelo canal (GOEBEL; KATZ, 2008; LARY; MEYERAND; SALZ, 1962). Temos então a aceleração eletrostática dos íons através do campo elétrico gerando empuxo. Um esquemático do funcionamento de HET é mostrado na figura 30. Os íons não são significativamente afetados pelo campo magnético pois a massa dos íons é muito maior que a massa dos elétrons. Os elétrons do cátodo externo neutralizam o feixe para evitar o carregamento de

todo o sistema propulsivo além de gerar a descarga principal, enquanto o ânodo anular de alta voltagem, que fica na parte traseira da câmara de descarga, distribui o propelente (MUELLER; HOFER; ZIEMER, 2010). Observe que os propulsores de efeito Hall, ao contrário dos propulsores iônicos vistos na seção anterior, não utilizam um sistema de grades, em vez disso, utilizam um forte campo elétrico e magnético perpendiculares entre si. A produção eficiente de íons dos propulsores HETs, permite que eles produzam  $I_{sp}$  na faixa de 300 a 1900 segundos com até 50% de eficiência, vista na maioria dos propulsores comercialmente disponíveis até a elaboração deste trabalho (NASA, 2016). Esta faixa de impulso específico os torna geralmente os propulsores mais adequados para missões espaciais próximas à Terra (MUELLER, 2000; GOEBEL; KATZ, 2008).

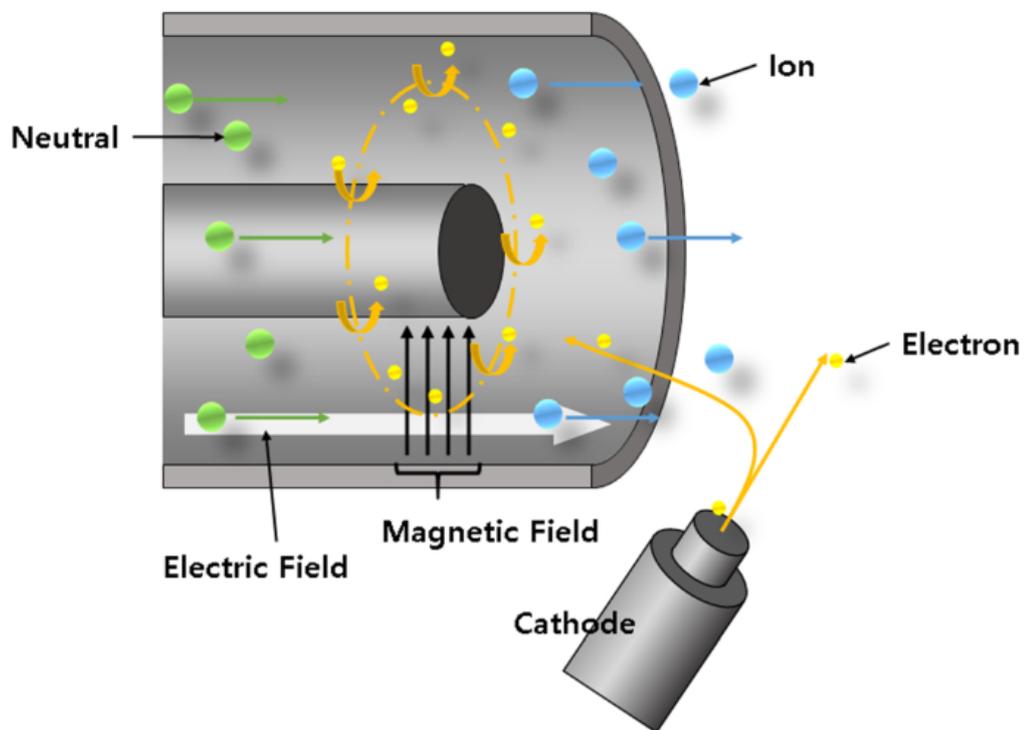


Figura 30 – Esquemático de funcionamento dos propulsores de efeito Hall.

Os propulsores por efeito Hall do tipo SPT possuem zonas de aceleração contínuas e estendidas, onde o comprimento do canal de aceleração é maior do que a largura do canal. Por outro lado, os propulsores Hall do tipo TAL possuem uma zona de aceleração mais estreita, onde o comprimento do canal de descarga é menor em comparação com a largura do canal (YAMAMOTO; KOMURASAKI; ARAKAWA, 2005). Outra diferença entre eles é a temperatura, sendo a temperatura do TAL maior do que a dos propulsores do tipo SPT, devido às menores perdas de energia do elétron (ZHURIN; KAUFMAN; ROBINSON, 1999).

Entre as muitas características vantajosas dos HETs estão a menor tensão elétrica exigida para o funcionamento, o que simplifica muito seus requisitos de processamento de energia, além da simplicidade de design quando comparamos com outros sistemas

de propulsão eletrostática. A eficiência e o impulso específico dos HETs é normalmente menores quando comparamos com os sistemas de propulsão iônica, no entanto, o empuxo costuma ser maior para uma determinada faixa de potência (GOEBEL; KATZ, 2008). Entre as desvantagens estão a erosão do circuito magnético, principalmente do isolante, devido à descarga de plasma (PIGEON et al., 2015).

A erosão dos componentes que protegem seu circuito magnético tem sido um grande problema para a vida útil dos propulsores de efeito Hall nos últimos anos. Devido a degradação e superaquecimento dos pólos magnéticos temos a diminuição do desempenho do propulsor por conta da redução do campo magnético nominal. Em comparação com os propulsores iônicos com grades onde o feixe de íons pode ser adequadamente controlado, é mais difícil controlar o mesmo em propulsores de efeito Hall. O processo se dá quando a pressão de elétrons faz com que os campos magnéticos e elétricos deixem de ser mutuamente perpendiculares, fazendo com que os íons sejam direcionados ao material da parede (TUMMALA; DUTTA, 2017). A técnica de blindagem magnética (*Magnetic Shielding - MS*) é utilizada para diminuir esta erosão, onde as paredes são blindadas magneticamente, fazendo com que a componente do campo elétrico paralelo à parede seja quase totalmente eliminada, resultando na diminuição do bombardeio iônico nessas paredes. Por exemplo, quando uma parede de nitrato de boro blindada magneticamente foi utilizada com uma energia limiar de íons em uma tensão de 25 V, a taxa de erosão da parede calculada foi considerada aproximadamente 600 vezes menor na parede interna do que quando não blindada. A parede externa, por outro lado, não apresentou nenhuma erosão (MIKELLES et al., 2014). Para determinar o tempo de vida de um propulsor de efeito Hall são realizados testes de qualificação de longa duração e experimentos de menor duração para que o comportamento da erosão possa ser caracterizado, permitindo assim a extrapolação do tempo de vida do propulsor (CHENG; MARTINEZ-SANCHEZ, 2008).

Assim como os propulsores iônicos com grades, os HETs dependem de propelente com elementos com alto peso molecular, baixa energia de ionização e facilidade de manuseio. Até o momento, todos os propulsores HETs lançados utilizaram xenônio (Xe) ou criptônio (Kr), sendo o primeiro citado o mais comum desde os primeiros motores deste tipo. Pesquisas mais recentes mostram a tentativa de utilizar outros elementos pesados como iodo (I), bismuto (Bi) e argônio (Ar) porém ainda nenhum foi utilizado pois mais experimentos devem ser conduzidos para que seja provado a utilidade dos mesmos (HILLIER et al., 2011). A preferência por xenônio se dá devido suas características de menor energia de ionização, maior massa atômica e fácil armazenamento. A recente utilização do criptônio como propelente para motores HETs foi realizada pela *SpaceX* para os satélites da constelação *Starlink*. O criptônio torna o sistema menos eficiente e aumenta os requisitos de segurança de armazenamento, mas o fato deste elemento possuir um custo consideravelmente mais baixo do que o gás xenônio, torna-o atraente quando se projeta constelações de satélites (XIA et al., 2020).

A análise do plasma é útil para se estudar formas de melhorar o desempenho destes propulsores. Em 2020 foi realizada na França uma análise experimental do plasma em propulsores HETs por meio de câmeras com o intuito de identificar as transições causadas por mudanças na emissividade do cátodo, transições nas quais as flutuações plasmáticas ocorrem com maior frequência. Cada transição produz várias correntes de descarga, diferentes tensões de extração e alterações associadas às propriedades de emissividade do cátodo. Tais estudos são realizados para tentar responder por que a tensão de extração muda em vários modos de transição, por que as oscilações de corrente desaparecem no modo de transição inferior e por que existem gradientes de plasma durante vários modos de transição (DÉSANGLES et al., 2020). Segundo O'Reilly, Herdrich e Kavanagh (2021), a caracterização das relações entre os parâmetros responsáveis pelo desempenho do modo de transição seria uma contribuição significativa para o campo, pois seria possível entender melhor os limitadores de desempenho assim como aumentar a vida útil deste sistema de propulsão. Infelizmente a complexidade dos elétrons colidindo com as paredes internas do propulsor tem impedido o desenvolvimento de softwares de modelagem preditiva, mas com melhorias no poder de computação será possível, talvez nos próximos anos, obtermos modelos mais realistas (BOEUF, 2017). Outro ponto de interesse para melhorar a vida útil e o desempenho destes propulsores está na seleção de materiais com baixa taxa de erosão das paredes da câmara de descarga (BROWN; WALKER, 2020). Os nanomateriais têm oferecido uma perspectiva empolgante que ainda precisa ser desenvolvida e realizada para desempenhar esta baixa taxa de erosão além das propriedades de promover autocura nas paredes do propulsor (LEVCHENKO et al., 2018b).

A miniaturização dos propulsores de efeito Hall enfrenta alguns desafios para sua implementação. A redução do tamanho dos propulsores HETs requer também a redução do raio de Larmor (isto é, o raio de curvatura das trajetórias do elétron submetido ao campo magnético) para evitar um choque excessivo nas paredes e, portanto, perdas de eficiência do propulsor. A diminuição das dimensões do propulsor implica em um aumento da intensidade do campo magnético que será necessário para o funcionamento (MUELLER; HOFER; ZIEMER, 2010). Além disso, quando ímãs permanentes são utilizados é esperado um aumento do aquecimento dos ímãs pelo plasma à medida que o propulsor é reduzido. Este aquecimento leva à desmagnetização dos ímãs e a perda da força do campo magnético, não havendo assim a contenção correta dos elétrons para ionizar o propelente. Contudo, a utilização de ímãs permanente diminuí o tamanho do sistema propulsivo já que estes ímãs não precisam de uma fonte de potência de energia. As tentativas iniciais de miniaturização dos propulsores HETs foram repletas de desafios significativos e se iniciou no MIT (*Massachusetts Institute of Technology*), onde foi desenvolvido um motor HET capaz de entregar 1,8 mN de empuxo e um  $I_{sp}$  de 826 segundos com apenas 126 W de potência (MUELLER, 2000). Contudo, a eficiência do motor era de apenas 6% devido aos problemas de desmagnetização mencionados anteriormente (KHAYMS; MARTINEZ-

SANCHEZ, 2000).

Sabendo que não seria viável a miniaturização dos propulsores de efeito Hall em seu formato anular convencional, ou seja, em uma estrutura em esquema coaxial, o *Princeton Plasma Physics Laboratory* (PPPL) desenvolveu em 2002 (SMIRNOV; RAITSES; FISCH, 2002a) um novo propulsor de efeito Hall no qual utiliza um canal de fluxo cilíndrico aberto e um campo magnético amplamente axial, em vez de radial (SMIRNOV; RAITSES; FISCH, 2002b; MONHEISER et al., 2000), onde a aceleração eletrostática de íons não magnetizados ocorre em um plasma quasi-neutro formando uma armadilha magneto-eletrostática híbrida. Este formato, chamado de propulsor de efeito Hall cilíndrico (*Cylindrical Hall Thruster* - CHT), além de possuir menores dimensões também permite a operação em baixa potência, mantendo uma eficiência entre 45 e 55% e operação estável, sem oscilações (DING et al., 2017). Sua geometria o torna menos sujeito à erosão da parede do canal da câmara de descarga e mais adequado para operações em níveis de baixa potência (<200 W) que são característicos em nanossatélites. Seu funcionamento se dá através da emissão de elétrons por um cátodo externo e acelerados em direção a um ânodo localizado na extremidade mais interna do canal cilíndrico. No entanto, o campo magnético axial está concentrado na extremidade do ânodo do canal e, portanto, apresenta um forte gradiente axial próximo ao ânodo, fazendo com que os elétrons sejam espelhados de volta para longe do ânodo, à medida que se aproximam dele. Em um CHT, uma região de alta densidade de elétrons está sendo gerada devido ao equilíbrio das forças eletrostáticas de atração devido ao ânodo e ao efeito de espelho do campo magnético concentrado (POLZIN et al., 2007). Seu circuito magnético inclui pelo menos uma fonte de magnetização, podendo ser bobinas de eletroímã ou ímãs permanentes, e o núcleo magnético feito de um material magnético, como um aço de baixo carbono.

Vários fatores influenciam os parâmetros dos CHTs como por exemplo a utilização de cátodos ocos. Eles oferecerem uma maior vida útil e maior desempenho, são mais compactos e são adequados em condições de baixa potência (LEV et al., 2019; BECATTI; CONVERSANO; GOEBEL, 2021). A utilização de ímãs permanentes ao invés de bobinas de eletroímã promovem uma redução significativa do consumo total de energia elétrica e da massa do propulsor. Estudos sobre a utilização de ímãs permanentes para propulsores HETs são realizados na Universidade de Brasília com apoio da Agência Espacial Brasileira com o propulsor PHALL (*Permanent Magnet Hall Thruster*) para futuras missões espaciais do Brasil (FERREIRA et al., 2015). A adição de blindagem magnética, citada anteriormente, se mostrou fator importante nesse processo de miniaturização dos HETs. Recentemente, foram realizados experimentos com um CHT com blindagem magnética e se chegou à conclusão de que um maior desempenho é obtido devido o efeito do escudo magnético de reduzir o campo magnético de desfocagem fora do canal do propulsor, o que resulta em um menor campo elétrico de aceleração de íons nesta região. Isso permite um impulso maior medido (LEVCHENKO et al., 2018a; SPEKTOR et al., 2011).

Além da blindagem magnética temos a configuração de propulsores HETs sem paredes (Wall-Less - WL), onde o ânodo é movido para o plano de saída do canal dielétrico mantendo a arquitetura inalterada. Nesta configuração, o campo elétrico é deslocado inteiramente para fora do canal, em uma região onde o gradiente do campo magnético é negativo e há um fluxo magnético na direção axial. Em comparação com a blindagem, esta configuração se mostrou mais fácil e vantajosa de se implementar. Os experimentos iniciais demonstraram que os propulsores WL podem fornecer empuxo na faixa dos mN, impulso específico acima de 1000 segundos e uma eficiência superior a 20% para uma potência de entrada abaixo de 400 W. Contudo, o grande ângulo de divergência do feixe de íons ainda é um desafio no qual os pesquisadores estão trabalhando. Para este problema, em específico, se estuda a possibilidade de utilizar telas ou novas arquiteturas para o ânodo (KARADAG; CHO; FUNAKI, 2018). Se o sucesso deste tipo de propulsor for alcançado, teremos um sistema de propulsão de alta eficiência e baixa potência que poderia oferecer benefícios significativos para a propulsão de nanossatélites (LEVCHENKO et al., 2018a).

A *Harbin Institute of Technology* da China propôs em 2017 um propulsor de efeito Hall cilíndrico que utiliza um modo de entrada de vórtice circunferencial. Este novo modo torna o gás propelente difuso na forma de um vórtice circunferencial no canal de descarga do propulsor. Os resultados das simulações indicam que este modo aumenta a utilização do propelente de 3,1% para 8,8%, com aumento significativo de empuxo e impulso específico, além de uma melhora considerável no desempenho dos sistemas CHTs (DING et al., 2017). Além disso, recentemente o *Harbin Institute of Technology* projetou um propulsor CHT com ímã permanente de baixa potência (50-100 W). A distribuição do campo magnético no canal é guiada pelo ânodo magneticamente isolado, tal processo promove uma redução do bombardeio de íons nas paredes, resultando em um aumento significativo do empuxo e o impulso específico. Com o ânodo magneticamente isolado o empuxo aumentou de 2,81 mN para 3,82 mN (aumento de 36,0%), o impulso específico aumentou de 956 s para 1.301 s (aumento de 36,0%), e a eficiência aumentou de 15,3% para 24,9%, um aumento global de 9,6% de eficiência (LEVCHENKO et al., 2018a).

O PPPL (*Princeton Plasma Physics Laboratory*) desenvolveu dois sistemas CHT. O primeiro (mostrado na figura 31) possui 2,6 cm de diâmetro e é capaz de fornecer um empuxo na faixa de 2,5 até 12 mN operando com uma potência de entrada entre 50 a 300 W. O segundo possui 3,0 cm de diâmetro, fornece um empuxo entre 3 e 6 mN e um  $I_{sp}$  na faixa de 1100-1650 segundos operando com uma potência de entrada entre 90-185 W. Ambos os sistemas utilizam xenônio e possuem eficiência em torno de 30%. Um aumento de eficiência no propulsor com 2,6 cm de diâmetro foi notada ao se utilizar um cátodo oco (RAITSES et al., 2007; POLZIN et al., 2009).

No Canadá, o *Space Flight Laboratory* (SFL) da *University of Toronto Institute for Aerospace Studies* (UTIAS) desenvolveu e testou um novo CHT com 2,6 cm de diâmetro.

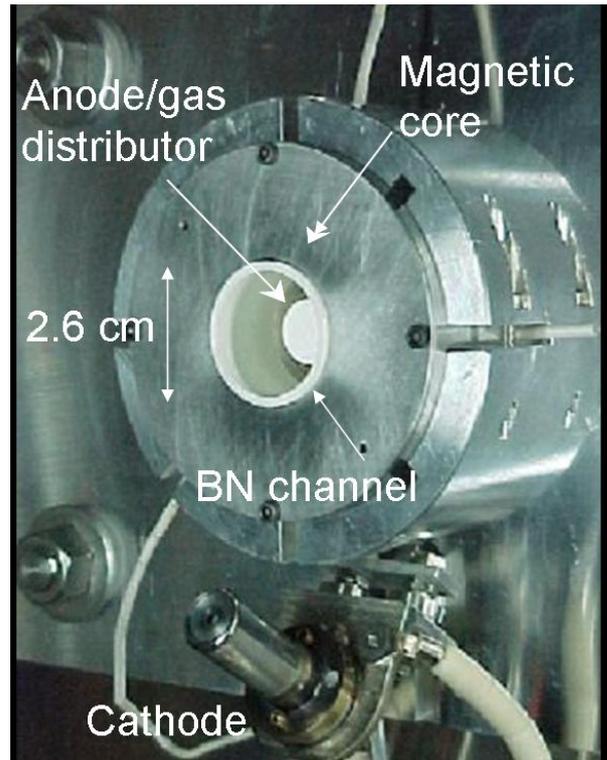


Figura 31 – Propulsor de efeito Hall cilíndrico desenvolvido pelo PPPL.

Com 200 W de potência o propulsor forneceu um empuxo de 6,2 mN e um  $I_{sp}$  de 1139 s. Mais testes para determinar a vida útil deste sistema serão conduzidos nos próximos anos (PIGEON et al., 2015).

No Japão, o *Osaka Institute of Technology* (OIT) desenvolveu o motor TCHT-5 capaz de gerar um empuxo na faixa de 1,1-5,5 mN, um  $I_{sp}$  de 366-1853 s e uma eficiência entre 8,6-34,0 % com uma potência de entrada na faixa de 23-163 W (KAKUMA et al., 2015).

Nenhum dos sistemas de propulsão de efeito Hall citados nesta seção possui herança de voo em um nanossatélite, no entanto, os avanços alcançados nos últimos anos na tentativa de miniaturizar esta tecnologia, permitirão que em breve os HETs sejam utilizados em missões com nanossatélites. Um resumo de todos estes dados é apresentado na tabela 8.

Nome do Propulsor	Desenvolvedor	Empuxo (mN)	$I_{sp}$ (s)	Potência (W)
CHT-2,6	PPPL	2,5 - 12	-	50 - 300
CHT-3,0	PPPL	3 - 6	1100 - 1650	90 - 185
CHT-2,6	SFL - UTIAS	6,2	1139	200
TCHT-5	Osaka Institute of Technology	1,1 - 5,5	366 - 1853	23 -163

Tabela 8 – Sumário dos propulsores CHTs pesquisados.

## 5.3 Propulsores Eletromagnéticos

### 5.3.1 Propulsores de Plasma Pulsado e de Arco à Vácuo

A história dos propulsores de plasma pulsado (*Pulsed Plasma Thruster* - PPT) se inicia em 1964 a bordo do satélite Zond 2, desenvolvido pela antiga União Soviética com o objetivo de ir à Marte (BURTON; TURCHI, 1998). Infelizmente, devido a um defeito na comunicação com o satélite, só foi possível realizar um teste de 70 minutos com o sistema de propulsão. Desde então, inúmeras missões com PPTs foram realizadas com sucesso, fazendo com que esta tecnologia tenha uma longa herança de voo (ANTROPOV et al., 2017).

Nos PPTs eletrotérmicos após cada descarga elétrica, a pressão acumulada é responsável por acelerar o propelente através de uma única abertura. Já nos PPTs eletromagnéticos não há um confinamento do propelente na forma de plasma. Os PPTs que são predominantemente eletrotérmicos geralmente oferecem um empuxo maior, enquanto os PPTs que são predominantemente eletromagnéticos oferecem um impulso específico mais alto. Vamos abordar nesta seção os PPTs eletromagnéticos (WESTON et al., 2020).

Nos PPTs eletromagnéticos temos a formação de um arco elétrico entre um par de eletrodos devido uma descarga pulsada de alta corrente gerada por um capacitor. Este arco permite a ionização do propelente utilizado. Quando este propelente é sólido, o arco remove o material através de um processo de ablação. Devido às forças de Lorentz, o material (plasma) é acelerado pela interação entre corrente e campo magnético ( $\vec{j} \times \vec{B}$ ), gerando assim um empuxo (MUELLER; GOLDBERG; ALKALAI, 2007). O pulso de corrente com duração de poucos microssegundos é realizado aproximadamente uma vez a cada segundo (BURTON; TURCHI, 1998). Os níveis de empuxo são limitados pela taxa em que o capacitor pode recarregar.

Os PPTs mais simples não possuem partes móveis. Para fornecer elétrons livres necessários para iniciar a descarga elétrica entre os eletrodos é utilizado um "ignitor". Além da unidade de processamento de energia (*Power Processing Unit* - PPU), se faz necessário o uso de uma unidade de armazenamento de energia (*Energy Storage Unit* - ESU), que acomoda um banco de capacitores de alta tensão. Geralmente esta unidade contribui com uma parte significativa da massa total deste sistema de propulsão (O'REILLY; HERDRICH; KAVANAGH, 2021). O esquemático de um PPT pode ser visto na figura 32.

Os propulsores de arco à vácuo (*Vacuum Arc Thruster* - VAT) são um tipo de PPT. Eles foram desenvolvidos pela *Alameda Applied Sciences Corporation* (AASC) nos Estados Unidos. Esta tecnologia consiste na aplicação de uma alta tensão entre os dois eletrodos metálicos separados por um isolador dielétrico. Um dos eletrodos, o cátodo, é consumido através de um processo de ablação gerado pelas descargas de arco à vácuo e o material

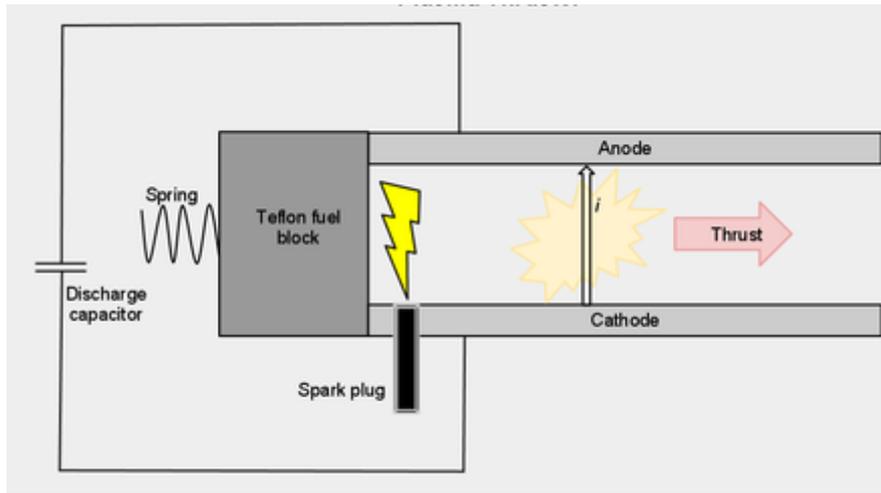


Figura 32 – Esquemático de funcionamento de um PPT.

resultante da erosão é então utilizado como propelente. Todo o mecanismo de aceleração do propelente em um VAT é predominantemente eletromagnético, o que resulta em valores altos de impulso específico e valores baixos de empuxo. Esta tecnologia tem sido estudada para aplicações de propulsão desde 1960 (KEIDAR, 2016). Diferentes materiais podem ser utilizados para o cátodo, incluindo carbono (C), alumínio (Al), tungstênio (W), níquel (Ni), bismuto (Bi), cromo (Cr), entre outros (KEIDAR et al., 2014; MUELLER; HOFER; ZIEMER, 2010). Tais materiais permitem a criação de plasma altamente ionizado de forma muito eficiente, sendo o bit mínimo de impulso (*Minimum Impulse Bit* - MIB) produzido por um VAT diretamente dependente do material do cátodo utilizado. Devido às suas vantagens, os VATs foram pesquisados intensamente durante os últimos anos e vários propulsores foram desenvolvidos para uso no CubeSats, tornando este sistema de propulsão um dos poucos tipos de propulsores que possuem herança de voo em CubeSats (LEMMER, 2017).

Os PPTs se mostram adequados para missões que requerem controle de atitude e apontamento de precisão, pois os mesmos são capazes de fornecer pequenos bits de impulso. Entre as vantagens dos PPTs estão sua simplicidade de design, permitindo que estes sistemas sejam inerentemente compactos e modulares, são capazes de fornecer impulsos específicos elevados com baixo consumo de energia. As vantagens dos VATs são semelhantes às vantagens dos PPTs, porém a massa dos VATs é ainda menor e uma maior eficiência é notada. Porém, vale ressaltar que tanto os PPTs convencionais como os VATs sofrem com alguns problemas como baixa eficiência, em torno de 10% para os PPTs que utilizam propelente sólido. Este problema está relacionado com a ablação não uniforme e as emissões das chamadas de macropartículas que são emitidas durante um pulso e podem interagir com o plasma circundante. Estas emissões de partículas consomem cerca de 40% da massa total do propelente, ao mesmo tempo que contribuem com apenas 1% para o empuxo total gerado (KEIDAR; BOYD; BEILIS, 2001). Por conta disso, os va-

lores de empuxo fornecidos por estes propulsores são baixos em comparação com outros tipos de propulsores citados neste trabalho. As manobras de órbita, que requerem valores significativos de  $\Delta V$  só são possíveis quando são utilizados vários módulos destes propulsores. Problemas devido à erosão do eletrodo por conta da carbonização são frequentes, fenômeno que pode levar ao curto-circuito dos eletrodos do propulsor (SPANJERS et al., 2002). A curta vida útil dos ignitores também é um desafio que esta tecnologia precisa superar. Para uma melhor miniaturização dos PPTs se faz necessário uma redução de massa deste sistema, em particular, dos capacitores, pois representam uma fração muito grande da massa total do sistema de propulsão. Os capacitores de alta densidade de energia estão sendo cada vez mais estudados e podem colaborar para diminuir o peso do banco de capacitores utilizados por este tipo de propulsores (GESSINI et al., 2019). Todas estas vantagens e desvantagens têm sido estudadas durante os últimos anos e avanços significativos já foram alcançados como veremos mais adiante.

Os PPTs permitem uma vasta gama de propelentes sólidos, líquidos e gasosos. No entanto, o sólido inerte e atóxico PTFE (politetrafluoretileno), comumente conhecido pelo seu nome comercial, Teflon®, continua sendo o mais utilizado por estes sistemas (RAYBURN; CAMPBELL; MATTICK, 2005). Contudo, o PTFE possui uma tendência em sofrer processos de carbonização citados anteriormente e que podem levar à falha do propulsor. Recentemente, outros propelentes sólidos têm sido estudados com o intuito de melhorar o  $I_{sp}$  e diminuir esta erosão do eletrodo e a deposição de carbono. Entre estes propelentes estão o etileno tetrafluoretileno (ETFE), polibutadieno terminado em hidroxila (HTPB) e perfluoropoliéteres (PFPE). No entanto, o ETFE exibe uma relação empuxo-potência inferior em comparação com o PTFE (LING et al., 2020). Os PPTs que utilizam propelentes sólidos implantados de modo estático demonstram uma mudança no desempenho ao longo da vida e têm inerentemente uma vida útil limitada. Quando o PPT possui um mecanismo de alimentação de propelente tais problemas são amenizados com o custo de um projeto de sistema mais complexo. Os PPTs que utilizam propelentes líquidos e gasosos oferecem maiores bits de impulso do que os PPTs sólidos a um custo de uma maior potência necessária por pulso, maior complexidade, mais válvulas, etc. A quantidade de energia necessária para criar um pulso depende diretamente do tipo de propelente utilizado (LEMMER, 2017).

O desenvolvimento de um PPT eficiente pode ser, muitas vezes, um desafio devido aos problemas supracitados. Na tentativa de superar estes problemas foi desenvolvido nos anos 1960 o *Planar Pulsed Inductive Thruster* (PPIT). Este sistema não utiliza eletrodo e possuiu uma ampla variedade de propelentes disponíveis como dióxido de carbono ( $CO_2$ ), amônia ( $NH_3$ ), hidrazina ( $N_2H_4$ ) e água ( $H_2O$ ). Os PPITs operam com uma eficiência relativamente constante, possuem uma ampla faixa de  $I_{sp}$  e atingem valores de empuxo relativamente alto com altos níveis de potência em um único propulsor (POLZIN, 2011; TUMMALA; DUTTA, 2017; GUO; CHENG; LI, 2017).

Um dos primeiros sistemas PPTs projetados especificamente para CubeSats foi o *Micro-Pulsed Plasma Thruster* ( $\mu$ PPT) desenvolvido pelo *Austrian Research Centers GmbH*. Este sistema utilizava PTFE como propelente e fornecia bit de impulso entre 10–20  $\mu$ N-s e um  $I_{sp}$  estimado de 1000 s. Cada propulsor pesa cerca de 30 gramas e são utilizados cerca de 5 gramas do propelente. A potência de entrada máxima do sistema é 1,5 W (POTTINGER; KREJCI; SCHARLEMANN, 2008; SCHARLEMANN; KREJCI, 2009).

A empresa *Mars Space Ltd.* do Reino Unido também desenvolveu um  $\mu$ PPT capaz de fornecer uma faixa de  $I_{sp}$  entre 578-727 segundos, com uma potência de entrada entre 2-10 W. O sistema utiliza PTFE como propelente (PEREZ; COLETTI; GABRIEL, 2012). O PPTCUP (*PPT for Cubesat Propulsion*) é outro propulsor desenvolvido pela Mars Space Ltd, com parceria da *Clyde Space Ltd* e *University of Southampton* e apoio da ESA (*European Space Agency*). Este propulsor é capaz de fornecer um  $I_{sp}$  de 600 segundos e até 40  $\mu$ N-s de bit de impulso operando com uma potência de 2 W (GUARDUCCI; COLETTI; GABRIEL, 2011; COLETTI; GUARDUCCI; GABRIEL, 2011; Mars Space Ltd., 2021).

A *Busek Company, Inc.* desenvolveu também motores PPTs nos últimos anos. Dois motores da empresa, o  $\mu$ PPT-1, também conhecido como MPACS (*Micro Propulsion Attitude Control System*), e o  $\mu$ PPT-2 já possuem herança de voo a bordo do microsatélite de 50 kg FalconSat-3, lançado em 2007. O desenvolvimento destes propulsores foi realizado através de uma colaboração da Busek e *Air Force Research Laboratory* (AFLR). O MPACS permite um bit de impulso de 80  $\mu$ N-s com uma potência de entrada menor que 10 W, um  $I_{sp}$  nominal de 830 segundos e empuxo de 144  $\mu$ N (Busek Co. Inc., 2021). O PPT mais recente desenvolvido pela empresa é o BmP-200 (figura 33). Este propulsor pode fornecer propulsão primária e de controle de atitude para CubeSats com bits de impulso de 0,02 mN-s, um  $I_{sp}$  nominal de 536 segundos e um empuxo de até 0,14 mN. Requer 7,5 W para operar a uma frequência de 7 Hz e 1,5 W para operar a uma frequência de 1 Hz. A massa do BmP-200 é 0,5 quilogramas e possui um volume menor que 1U. Ambos os propulsores citados utilizam PTFE como propelente (KRISHNAN; VELAS; LEEMANS, 2020; Busek Co. Inc., 2021).

A empresa *CU Aerospace* desenvolveu um novo conceito do propulsor PPT através utilização da tecnologia de impressora 3D de extrusão, onde o sistema é alimentado por uma fibra de PTFE (Teflon®) em forma de “carretel”. O sistema se chama *Fiber-Fed Pulsed Plasma Thruster* (FPPT) e é mostrado na figura 34. A unidade de armazenamento de energia contará com um banco de capacitores com mais de 300 unidades. Um grande aprimoramento da tecnologia FPPT em relação aos PPTs convencionais é a capacidade de controlar a taxa de alimentação do propelente e a energia do pulso, proporcionando assim um melhor controle do empuxo e impulso específico. O desempenho do propulsor



Figura 33 – PPT BmP-200 desenvolvido pela Busek Company, Inc..

varia com a energia do pulso e a taxa de alimentação do propelente, fornecendo bits de impulso entre 0,057 e 0,241 mN-s e uma faixa de impulso específico entre 960 e 2400 segundos. O FPPT será testado em voo em 2022 a bordo do CubeSat 6U DUPLEX, onde realizará mudanças de inclinação de órbita, durante as mais de 1000 horas de operação estimadas para este sistema (WOODRUFF et al., 2019; BURTON et al., 2021).

Desenvolvido pela empresa *Aerojet Rocketdyne*, o PRS-101 é um PPT com uma massa total de 4,74 quilogramas. Utilizando PTFE, o sistema é capaz de fornecer um empuxo nominal de até 1,24 mN com 100 W de potência de entrada, além de atingir valores de  $I_{sp}$  de até 1350 segundos. Contudo, este sistema nunca foi utilizado em missões com CubeSats (MILLER et al., 2021; Aerojet Rocketdyne, 2020).

Avanços com PPTs utilizando propelentes líquidos também foram realizados nos últimos anos. A *QuinteScience* juntamente com o *Institute of Plasma Physics and Laser Microfusion* (IPPLM), ambos da Polônia, desenvolveram o *Liquid Micro Pulsed Plasma Thruster* ( $L\mu$ PPT). Este propulsor utiliza um propelente líquido não tóxico que tem características semelhantes ao PTFE, o líquido perfluoropoliéter (PFPE). Os testes realizados em laboratório com o  $L\mu$ PPT demonstraram o fornecimento de bits de impulso que variam entre 10 e 25 mN-s e um  $I_{sp}$  na faixa de 1000–1400 segundos (SZELECKA et al., 2015). Estudos com propelentes líquidos também estão sendo realizados na *University of Southampton* com o desenvolvimento de um sistema de alimentação que utiliza uma válvula de pressão acionada eletrostaticamente (GESSINI et al., 2019).

Em 2006, a *University of Illinois* iria lançar o CubeSat 2U ION (*Illinois Observing Nanosatellite*) portando quatro VATs que utilizava alumínio como cátodo/propelente. Uma falha com o veículo lançador não permitiu que o ION fosse lançado. O sistema se

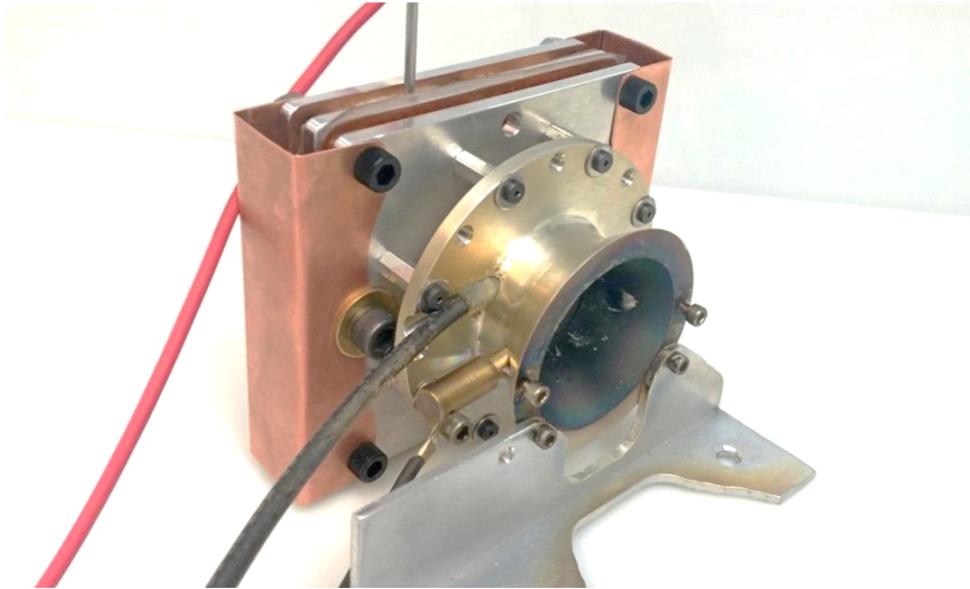


Figura 34 – Propulsor FPPT desenvolvido pela CU Aerospace.

chamava  $\mu$ BLT e iria fornecer controle de atitude para o satélite, permitindo a translação e rotação em 2 eixos (KOLBECK et al., 2019). Esperava-se que o propulsor, que pesava apenas 250 gramas, fornecesse  $54 \mu\text{N}$  de impulso médio operando com uma potência de 4 W (RYSANEK et al., 2002; LEMMER, 2017).

A *George Washington University* (GWU) desenvolveu um VAT com uma configuração e design diferente dos VATs convencionais chamado  $\mu$ CAT (*Micro-Cathode Arc Thruster*). A corrente elétrica forma uma descarga de plasma entre uma configuração cátodo-ânodo concêntrica (KEIDAR, 2016). Esta configuração visa obter uma erosão uniforme do cátodo/propelente, aumentando assim a vida útil do propulsor (ZHUANG et al., 2010). O  $\mu$ CAT (figura 35) possui uma alta faixa de  $I_{sp}$ , entre 2000 e 3500 segundos, requer uma potência menor que 10 W para sua operação e possui uma massa inferior a 200 gramas. Contudo, os baixos níveis de empuxo não permitem que este propulsor forneça  $\Delta V$  suficiente para realizar manobras de órbita. O empuxo pode ser controlado variando a frequência dos pulsos, com uma faixa demonstrada até o momento de 1 a 50 Hz, gerando empuxos de  $1 \mu\text{N}$  a  $0,05 \text{ mN}$ , respectivamente (ZHUANG et al., 2011; LEMMER, 2017). Em 2015, quatro propulsores  $\mu$ CAT foram demonstrados com sucesso a bordo do CubeSat 1,5U BRICSat-P (*Ballistic Reinforced Communication Satellite- P*) da *United States Naval Academy* (USNA) (KOLBECK et al., 2016; KULU, 2021). As pesquisas atuais sobre o  $\mu$ CAT na GWU visam melhorar a razão empuxo-potência usando diferentes materiais para o cátodo (LUKAS et al., 2016; ZOLOTUKHIN et al., 2019).

Em 2018 foi lançado o CubeSat 1U UWE-4, desenvolvido pela *Wuerzburg University* da Alemanha (KULU, 2021). Este pequeno satélite possuía quatro propulsores do tipo VAT para realizar o controle de atitude de dois eixos e o controle de órbita (KRONHAUS

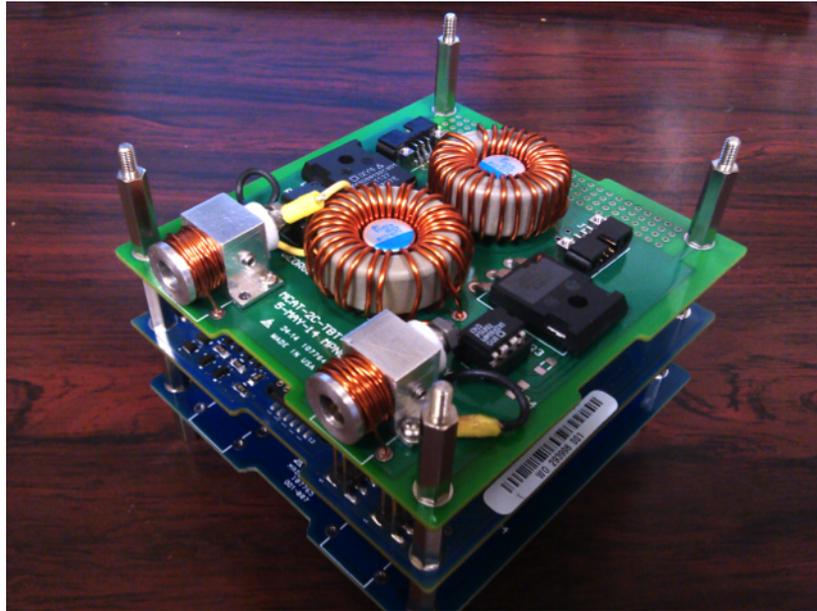


Figura 35 – VAT  $\mu$ CAT desenvolvido pela GWU.

et al., 2013). Os testes demonstraram que este sistema VAT poderia fornecer um empuxo na faixa de 2-10  $\mu$ N para uma potência de entrada na de 0,5-2 W e valores de  $I_{sp}$  entre 900 e 1100 segundos (LEMMER, 2017; KRAMER, 2015). Os resultados desta missão não foram encontrados no domínio público. Um resumo de todos estes dados é apresentado na tabela 9.

Nome do Propulsor	Desenvolvedor	Empuxo (mN)	$I_{sp}$ (s)	Potência (W)
$\mu$ PPT	Austrian Research Centers GmbH	-	1000	1,5
$\mu$ PPT	Mars Space Ltd.	-	578 - 727	2 - 10
PPTCUP	Mars Space Ltd.	0,04	600	2
$\mu$ PPT-1 (MPACS)	Busek Company, Inc.	0,144	830	10
BmP-200	Busek Company, Inc.	0,14	536	1,5 - 7,5
FPPT	CU Aerospace	0,27 - 0,35	960 - 2400	-
L $\mu$ PPT	QuinteScience	25	1000 - 1400	-
PRS-101	Aerojet Rocketdyne	1,24	1350	100
$\mu$ CAT	GWU	0,054	2000 - 3500	10
UWE-4	Wuerzburg University	0,002 - 0,010	900 - 1100	0,5 - 2

Tabela 9 – Sumário dos propulsores de plasma pulsado e arco à vácuo pesquisados.

### 5.3.2 Propulsores Magnetoplasmadinâmicos - MPD

Desde a década de 1960, os propulsores magnetoplasmadinâmicos (MPDs) foram desenvolvidos para fornecer altas velocidades de exaustão e empuxo significativo através da aceleração gerada pela força de Lorentz. Ao contrário dos propulsores iônicos normais, os MPDs agem axialmente no plasma quase neutro, acelerando-o para obter o empuxo, se assemelhando aos PPTs e VATs (ZOLOTUKHIN et al., 2019; CHOUEIRI; ZIEMER, 2001).

Normalmente, os propulsores MPDs são dispositivos coaxiais, compostos por ânodo anular externo, um cátodo cilíndrico e uma placa isolante na parte traseira. Existem dois tipos principais de propulsores MPDs, o de campo aplicado e o campo próprio. Os MPDs de campo aplicado utilizam bobinas eletromagnéticas instaladas ao redor da câmara de exaustão para produzir um campo magnético. A aplicação de um campo se faz necessária quando os requisitos de potência de entrada são baixos, fazendo com que o campo próprio não seja suficiente para gerar o empuxo (MYERS, 1993). Um esquemático do funcionamento dos dois tipos de MPD é mostrado na figura 36. Quando comparados com os demais sistemas de propulsão elétrica, os MPDs são os mais robustos e capazes de atingir valores altos de empuxo e impulso específico com alta potência de entrada. Quando níveis de potência na ordem de centenas de kW por propulsor estão disponíveis, esses propulsores podem ser facilmente utilizados para realizar manobras como transferência orbital, onde o seu alto  $\Delta v$  pode ser utilizado para diminuir a duração das viagens em missões à Lua, Marte ou outros destinos (MOELLER, 2013).

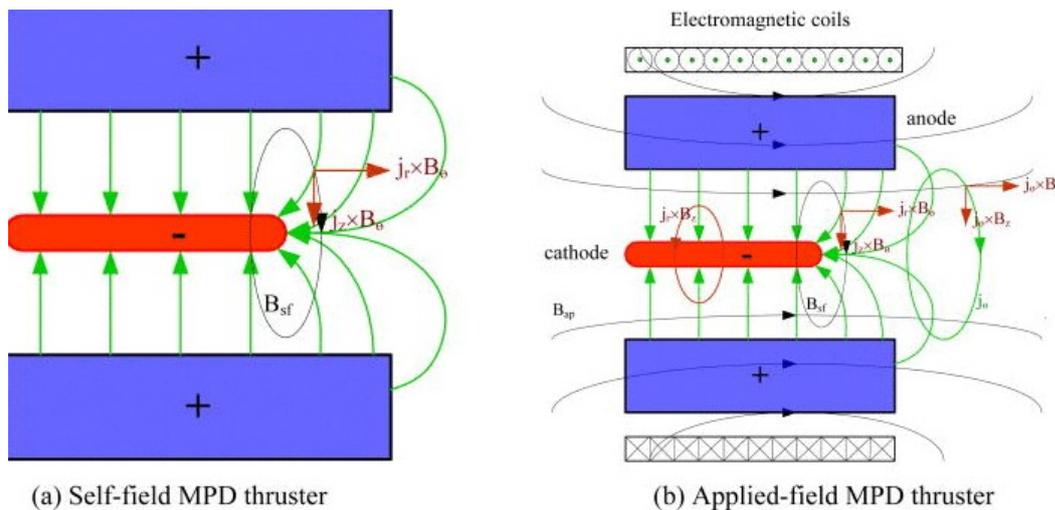


Figura 36 – Esquemático de funcionamento de um propulsor MPD de campo próprio (a) e campo aplicado (b).

Os propulsores MPDs convencionais, utilizados em satélites maiores, possuem uma grande gama de propelentes. Entre eles estão argônio, hidrogênio, neônio, xenônio, hidrazina e lítio, sendo o último o propelente com maior desempenho. Estes propelentes podem fornecer para estes propulsores um empuxo na faixa de 0,5 a 50 N,  $I_{sp}$  entre 1000 a 10000 segundos, utilizando uma potência de entrada que pode variar entre 30 kW até 20 MW (MAZOUFFRE, 2016; CHOUEIRI; ZIEMER, 2001). A miniaturização destes propulsores traria inúmeras vantagens para satélites pequenos, como CubeSats, porém existem alguns desafios para se superar até que isso seja possível, principalmente devido aos requisitos de potência.

Recentemente, foi proposto adicionar um novo estágio de aceleração ao propulsor de arco a vácuo citado na seção anterior,  $\mu$ CAT. Este novo estágio seria um MPD e entre

as vantagens da sua adição estão os maiores valores de empuxo, impulso específico e razão empuxo-potência (em 53%, de 3,2 a 4,9  $\mu\text{N}/\text{W}$ ). O sistema  $\mu\text{CAT-MPD}$  funciona a baixa potência e funciona com pulsos de 10 Hz (ZOLOTUKHIN et al., 2019).

Foi desenvolvido um novo MPD na *University of Sydney* que utiliza ar como propelente, chamado  $\mu\text{AF-MPDT}$  (*micro Air-Fed MPD-Thruster*). Este sistema visa aumentar a vida útil e durabilidade dos satélites que operam em órbita terrestre baixa (LEO), compensando a força de arrasto atmosférica. O  $\mu\text{AF-MPDT}$  utilizaria um dispositivo de coleta de gases atmosféricos a bordo do satélite, que iriam alimentar o propulsor, permitindo manter a órbita e também realizar a desorbitação do satélite ao final da missão. Os testes realizados demonstraram que este propulsor é capaz de gerar um bit de impulso de 34,534  $\mu\text{N}\cdot\text{s}$  com uma potência de entrada inferior a 2 W, possui uma razão empuxo-potência de 8,266  $\mu\text{N}/\text{W}$  e um impulso específico nominal de 2319 segundos. A eficiência do propulsor é de 9,402%, o que é bastante competitivo em comparação com outros propulsores de modo pulsado que utilizam propelentes sólidos e líquidos (LI et al., 2015; WANG; EUN; WU, 2021). Um resumo de todos estes dados é apresentado na tabela 10.

Nome do Propulsor	Desenvolvedor	Empuxo ( $\mu\text{N}$ )	$I_{sp}$ (s)	Potência (W)
$\mu\text{AF-MPDT}$	University of Sydney	16,532	2319	2

Tabela 10 – Sumário do propulsor magnetoplasmodinâmicos pesquisado.

### 5.3.3 Ambipolar

Os propulsores ambipolares utilizam geralmente uma excitação de radiofrequência (RF) para ionizar um propelente gasoso e acelerar o plasma formado através de uma tubeira divergente magnética. O processo físico se dá através das ondas eletromagnéticas de baixa frequência, conhecidas como ondas helicoidais, que são geradas por uma antena enrolada em um tubo feito de material isolante (cerâmica), onde o plasma é formado e depois é expandido através da tubeira magnética. Um esquemático é mostrado na figura 37. Sistemas como este não utilizam nenhum neutralizador, pois a pluma do propulsor já se encontra em estado de neutralidade. Este sistema de propulsão foi originalmente desenvolvido pelo *Plasmadynamics & Electric Propulsion Laboratory* da *University of Michigan* em 2013. O sistema se chama *CubeSat Ambipolar Thruster* (CAT) e como o nome sugere, é um propulsor projetado especificamente para as restrições de um nanossatélite, como um CubeSat. Este propulsor utiliza a excitação de radiofrequência e atualmente está sendo amadurecido pela empresa Phase Four, Inc., que agora é proprietária da tecnologia (PARKER, 2016; SHEEHAN et al., 2015). Os testes realizados indicam que CAT é capaz de atingir uma taxa de ionização de 95% ou mais. A tubeira divergente magnética utilizada é feita com ímã permanente de neodímio e facilita a transferência de energia dos modos térmicos do elétron para o jato de íons, de modo que uma temperatura mais alta do elé-

tron leva a um impulso específico ( $I_{sp}$ ) mais alto. O campo magnético gerado pelo ímã é de cerca de 0,08 T (CHEN, 1991; CHEN, 2012).

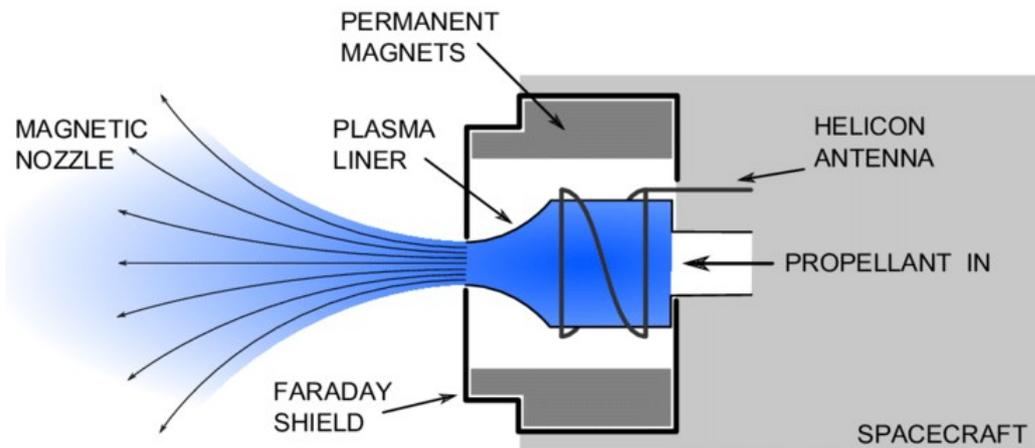


Figura 37 – Propulsor ambipolar CAT desenvolvido pela University of Michigan.

Os últimos artigos da *University of Michigan* indicam que o protótipo CAT tem atualmente 1,2U de volume e foi originalmente projetado para um CubeSat 3U. A *Phase Four, Inc.* tem como objetivo reduzir ainda mais o volume do CAT, além de aumentar o  $\Delta v$  e empuxo do propulsor. Entre os principais componentes do propulsor estão o revestimento de quartzo para o plasma, uma antena helicoidal de meia torção e um escudo de Faraday feito de titânio, que isola todo o sistema de propulsão e protege o satélite da energia de RF gerada. Os CATs possuem menor chance de erosão das paredes durante a operação, pois a força do campo magnético gerado evita que o plasma entre em contato com estas paredes com revestimento de quartzo. O propulsor foi projetado para operar dentro das restrições de potência dos CubeSats, funcionando entre 10 e 50 W (PARKER, 2016; SHEEHAN et al., 2014; SHEEHAN et al., 2015).

O propulsor é alimentado a partir de um sistema de gerenciamento do propelente. Este propelente (gasoso) pode ser xenônio, iodo, argônio, vapor d'água e criptônio. Esta variedade de propelentes se deve ao fato do sistema não utilizar eletrodos expostos, o que diminui as preocupações de compatibilidade de material (WESTON et al., 2020; SHEEHAN et al., 2014).

Utilizando xenônio como propelente este propulsor é capaz de fornecer 0,5 mN de empuxo com 10 W de potência e 4 mN de empuxo com 50 W de potência. A faixa de impulso específico ( $I_{sp}$ ) é de 400 a 800 segundos com uma eficiência entre 10% e 40% (SHEEHAN et al., 2015). Espera-se que o CAT seja capaz de fornecer um  $\Delta V$  em torno de 1000 m/s para um CubeSat 3U com até 5 quilos, apenas 500 gramas de propelente. O xenônio é um propelente atraente para os CATs devido à sua grande massa atômica, baixo potencial de ionização e natureza não reativa. Contudo, sua utilização requer o uso de tanques pressurizados para armazená-lo (COLLARD; SHEEHAN; GALLIMORE, 2015).

A *Phase Four, Inc.* está atualmente conduzindo estudos para entender melhor os constituintes da pluma, bem como otimizar a relação empuxo-potência do CAT (PARKER, 2016).

A demonstração desta tecnologia estava planejada para ocorrer nos próximos anos através do CubeSat 3U PATRIOT (*Plasma Ambipolar Thruster for Responsive In Orbit Transfers*), que seria feito com uma parceria com o MXL (*Michigan eXploration Laboratory*). Porém, a missão foi cancelada e nenhuma nova informação no domínio público está disponível. Na missão era esperado a demonstração da capacidade do CAT de realizar manobras de mudança de órbita (SHEEHAN et al., 2015). Um resumo de todos estes dados é apresentado na tabela 11.

Nome do Propulsor	Desenvolvedor	Empuxo (mN)	$I_{sp}$ (s)	Potência (W)
CAT	University of Michigan	0,5 - 4	400 - 800	10 - 50

Tabela 11 – Sumário do propulsor ambipolar pesquisado.



## 6 Sistemas de Propulsão sem Propelente

### 6.1 Velas Solares

As velas solares geram empuxo através da reflexão de fótons, onde ocorre uma troca de momento com a radiação solar incidente (IV; DOWELL, 2014). Para que o sistema de propulsão funcione são utilizadas membranas leves e finas feitas com um material altamente refletivo apoiadas em uma estrutura igualmente leve. Como não utilizam propelente, as velas solares, por definição, possuem impulso específico infinito (FRISBEE, 2003). Podemos então entender que este sistema de propulsão utiliza a pressão da radiação solar exercida pela transferência de momento da luz refletida. Uma grande área de vela é necessária para que uma grande quantidade de fótons seja refletida e seja possível obter uma transferência de momento apreciável para gerar o empuxo esperado. Existem muitos fatores que determinam a velocidade que a vela será capaz de atingir. Isso inclui a área, o formato e a massa da vela, o ângulo em que os fótons atingem a superfície plana da vela, assim como as propriedades de refletância do material utilizado na fabricação da vela. Outro fator importante é a distância que a vela se encontra da fonte de fótons (SALGADO; BELDERRAIN; DEVEZAS, 2018; O'REILLY; HERDRICH; KAVANAGH, 2021).

A rigidez da estrutura (mastro) que suporta a vela é um fator de grande importância durante a estabilização das velas solares. Para realizar a estabilização pode ser empregada a técnica de estabilização por rotação ou de três eixos. À medida que as velas ficam maiores, sua massa também aumenta. Para evitar isso, as velas são projetadas utilizando os materiais mais finos e leves possíveis. Por conta disso, a suposição de corpo rígido na dinâmica da vela torna-se menos válida, e surge a necessidade de incorporar os efeitos de flexibilidade. Realizar a modelação das características de flexibilidade das velas solares em laboratório se torna um grande desafio devido a incapacidade de testar este sistema em condições de vácuo e gravidade zero na Terra. Como resultado, muitas metodologias foram utilizadas na tentativa de modelar este sistema. Uma das metodologias utilizadas foi a da análise de elementos finitos, onde foram estudados os efeitos do tamanho da vela, da sua rigidez e parâmetros da membrana da vela na deflexão estática e suas frequências naturais (ELDAD; LIGHTSEY; CLAUDEL, 2017; TUMMALA; DUTTA, 2017).

Esta nova tecnologia poderá em breve permitir que os CubeSats realizem missões interplanetárias com mais frequência. Contudo, atualmente as velas solares ainda oferecem níveis de empuxo muito baixos. Recentemente, as pesquisas que vêm sendo realizadas com esta tecnologia estão focadas em desenvolver materiais alternativos que possam aumentar refletividade, aumentando assim o empuxo fornecido. Uma outra pesquisa recente propõe

a utilização de um laser que opere em uma forma de onda contínua. Nesta configuração centenas de lasers de alta potência instalados na Terra apontam para a vela para fornecer o empuxo, se tornando um *laser sail* (figura 38). Esta proposta visa oferecer uma grande redução no custo ao mesmo tempo em que aumenta muito o empuxo fornecido. Alguns modelos estimam velocidades de até 26% da velocidade da luz. Apesar desta abordagem teórica ter sido amplamente formulada e aceita pela comunidade científica, nenhum sistema de propulsão movido a laser foi demonstrado no espaço até o momento. Um dos motivos pode ser o custo extremamente alto para produzir um laser em comprimentos de onda de alta potência nos dias atuais. Espera-se uma redução significativa nos custos deste tipo de laser nos próximos 10 anos (LUBIN, 2016; O'REILLY; HERDRICH; KAVANAGH, 2021).

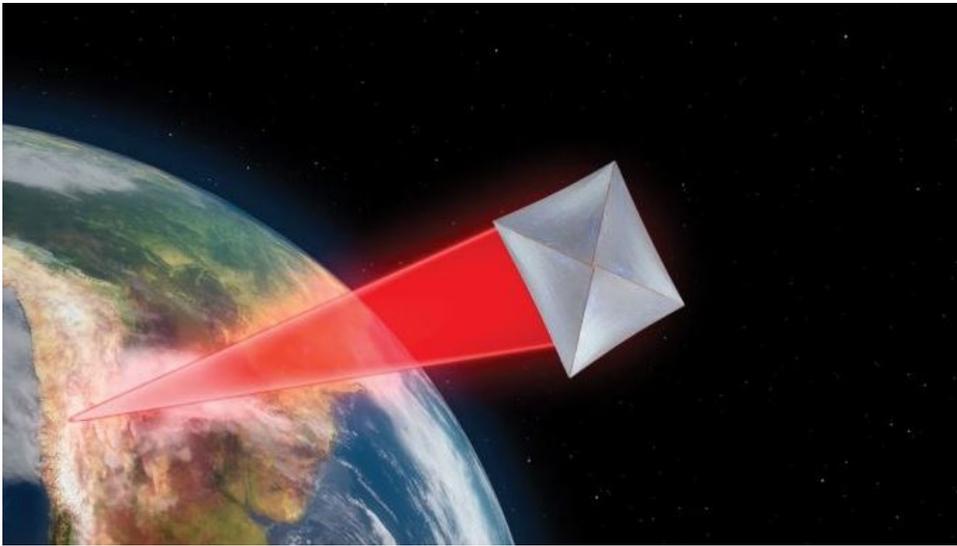


Figura 38 – Esquemático de funcionamento de um Laser Sail.

A primeira demonstração bem-sucedida de uma vela solar foi realizada em 2010 pelo satélite IKAROS (*Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun*) da JAXA (*Japan Aerospace eXploration Agency*). A vela possuía um formato quadrado, com uma distância diagonal de 20 metros. O material utilizado foi a poli-imida, um polímero com nome comercial Kapton®, com apenas  $7,5 \mu\text{m}$  de espessura (JAXA, 2010; O'REILLY; HERDRICH; KAVANAGH, 2021).

No mesmo ano a NASA lançou o CubeSat 3U NanoSail-D2 com uma vela solar de  $10 \text{ m}^2$  feita com um polímero reflexivo ultrafino denominado CP-1 com apenas  $7,5 \mu\text{m}$  de espessura. Após 240 dias em órbita houve um aumento no arrasto, o que fez com que o satélite desorbitasse mais cedo do que o esperado. A baixa altitude do NanoSail-D2 é apontada como a principal causa para o fim prematuro da missão (VULPETTI; JOHNSON; MATLOFF, 2015; KATAN, 2012; LEMMER, 2017).

A parceria entre a CU Aerospace e a *University of Illinois* resultou no desenvolvi-

mento do satélite CubeSail, lançado em 2018. Quando este CubeSat 3U estava em órbita se dividiu em um par de satélites 1,5U, onde entre eles havia uma vela solar com  $20\text{ m}^2$  feita com uma película de poliéster com nome comercial Mylar®. A equipe de desenvolvimento do CubeSail espera que esta seja uma das muitas missões com alta complexidade realizadas com velas solares. Os resultados da missão não são de domínio público até o momento (PUKNIEL et al., 2011; KULU, 2021).

A *Planetary Society* lançou em 2019 o CubeSat 3U LightSail-2 (figura 39) através do programa STP-2 (*Space Test Program-2*) da *U.S. Air Force*. Este pequeno satélite possuía uma vela solar de  $32\text{ m}^2$  feita com Mylar® e foi implantado em uma órbita com 720 km de altitude. Os resultados da missão indicam que o LightSail-2 atingiu as metas estabelecidas, colaborando com o avanço deste tipo de tecnologia (SPENCER et al., 2020).

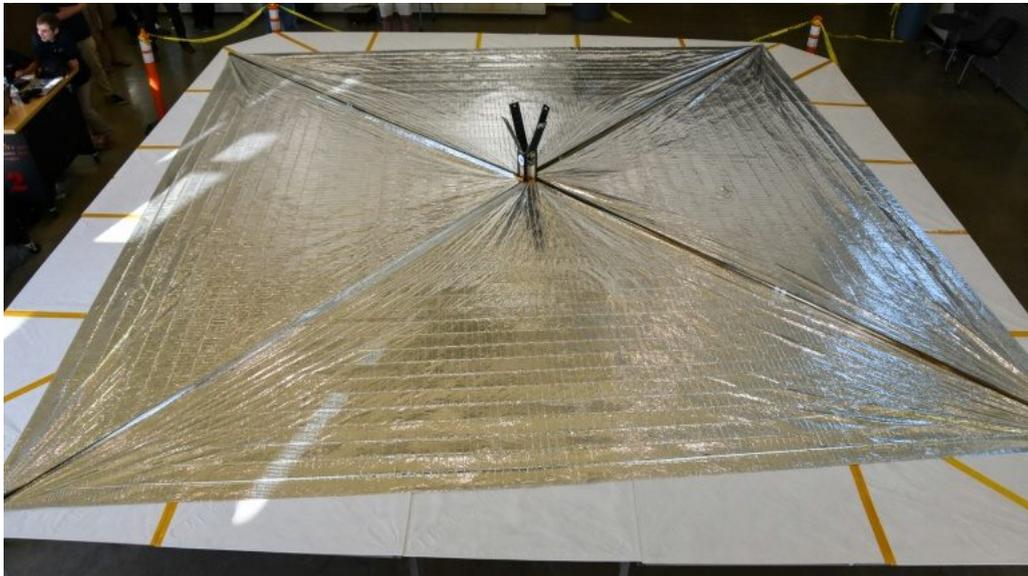


Figura 39 – Satélite LightSail-2 desenvolvido pela Planetary Society com uma vela solar.

Para 2022, espera-se o lançamento do CubeSat 6U NEA-Scout (*Near Earth Asteroid Scout*) da NASA. Este satélite utilizará uma vela solar de  $85\text{ m}^2$  como propulsão primária para realizar um voo lento e manobra de *rendezvous* com o asteroide 1991VG e caracterizá-lo de uma forma que seja relevante para a exploração humana. Este asteroide está a aproximadamente 1 AU (*Astronomical Unit*) da Terra (LOCKETT et al., 2020; JOHNSON; LOCKETT; CASTILLO-ROGEZ, 2019).

## 6.2 Amarras Eletrodinâmicas

O funcionamento das amarras eletrodinâmicas (*electrodynamic tether*) se dá através da força de Lorentz. Um longo fio condutor submetido a uma diferença de potencial gera um campo elétrico. Este campo elétrico é perpendicular ao campo magnético do planeta, que possui uma magnetosfera significativa, no qual o satélite orbita. A força de

Lorentz pode ser utilizada para aumentar ou diminuir a órbita de um satélite, dependendo da direção da corrente e sem a necessidade de nenhum propelente (SALGADO; BELDERRAIN; DEVEZAS, 2018). Se o ânodo estiver voltado para a Terra, uma corrente fluirá para baixo do emissor para o coletor, resultando em uma força oposta que empurra o satélite para uma órbita mais alta (LIU et al., 2020b; O'REILLY; HERDRICH; KAVANAGH, 2021), produzindo assim um  $\Delta V$  positivo. Se invertido, o oposto acontece e isso pode ser usado para ajudar na desorbitação segura dos satélites no fim da missão. Este sistema pode se tornar uma excelente opção para desorbitar satélites e evitar assim o lixo espacial (*space debris*) na órbita terrestre. As amarras eletrodinâmicas podem ser utilizadas para troca de momento, estabilização e controle de atitude de satélites. Os pesquisadores do *Marshall Space Flight Center* (MSFC) da NASA estudam utilizar as amarras eletrodinâmicas para futuras missões científicas a Júpiter e suas luas. Este sistema de propulsão é dado como uma alternativa econômica e de baixa massa para a manutenção de constelações de satélites, em oposição à substituição contínua de satélites inteiros (LIU et al., 2020a; SALGADO; BELDERRAIN; DEVEZAS, 2018).

Esta tecnologia avançou rapidamente nas duas últimas décadas e já possui um TRL 6 ou superior (NASA, 2016). Contudo muitos avanços ainda são necessários, como por exemplo o desenvolvimento de amarras mais resistentes a danos causados por micrometeoróides e detritos, assim como tecnologias de monitoramento de integridade das amarras. Até 2017, nenhuma missão com CubeSat para testar amarras eletrodinâmicas havia obtido sucesso. Apenas as missões realizadas com satélites maiores para testar este sistema de propulsão tinham sido bem sucedidas (NASA, 2016; LEMMER, 2017).

Isso mudou em novembro de 2019 com o lançamento do CubeSat 3U TEPCE (*Tether Electrodynamics Propulsion CubeSat Experiment*), desenvolvido pelo *United States Naval Research Laboratory* (USNRL). Quando estava em órbita o TEPCE (figura 40) se dividiu em um par de CubeSats 1,5U quase idênticos e conectados entre si através de uma amarra com 1 km de comprimento. Em fevereiro de 2020 o satélite desorbitou por completo. Os resultados da missão não estão disponíveis no domínio público até o momento (BILEN, 2020; SAREGO et al., 2021).

Seguindo o mesmo caminho, em 2020 a *York University* lançou um CubeSat 2U DESCENT (*Deorbiting Spacecraft using Electrodynamic Tether*) que no espaço se dividiu em dois CubeSats 1U, chamados de *Mother* e *Daughter*. Os pequenos satélites estavam conectados através de uma amarra de 100 m de comprimento. Os resultados desta missão ainda não foram divulgados para o domínio público (BILEN, 2020; ZHU; KANG; BINDRA, 2021).

Em 2021 foi lançado o CubeSat 3U MiTEE (*Miniature Tether Electrodynamics Experiment*) desenvolvido pela *University of Michigan*. Este pequeno satélite não utilizou uma amarra e sim uma barra rígida com 1 m de comprimento para medir a eletrodinâ-

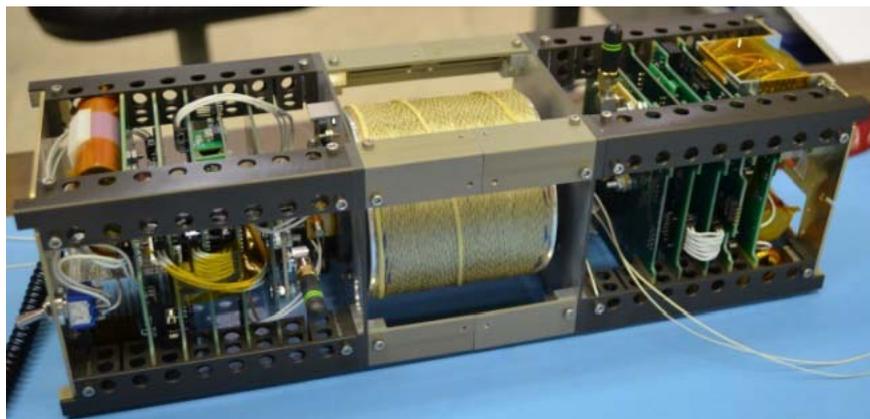


Figura 40 – Satélite TEPCE desenvolvido pela USNRL e lançado em 2019.

mica utilizando um satélite em escala de pico/femto. Os resultados da missão não foram encontrados no domínio público (CHEYNE et al., 2020; KULU, 2021).



## 7 Conclusão

Este trabalho apresentou uma visão geral dos sistemas de propulsão desenvolvidos para nanossatélites nos últimos anos, trazendo seus princípios operacionais, suas considerações de *design* e dados do desempenho. Além disso, novas tecnologias em desenvolvimento e tendências do setor também foram apresentadas, evidenciando os sistemas que estão mais próximos de atingirem os requisitos necessários para realizarem missões com nanossatélites em um futuro próximo. Como apresentado na primeira parte deste trabalho (CRUZ, 2021), os nanossatélites têm sido uma categoria de satélites que tem obtido um maior interesse comercial devido suas inúmeras vantagens, principalmente no quesito custo-benefício. Além de permitirem a realização de missões para demonstração de tecnologia, os nanossatélites estão se tornando ferramentas importantes no processo de exploração espacial, proporcionando um meio mais acessível para a realização de pesquisas científicas avançadas. Os sistemas de propulsão, aqui apresentados, podem oferecer para a estes pequenos satélites um avanço ainda maior. As aplicações são muitas, indo desde o controle de atitude de precisão para observação da Terra até manobras de mudança orbital. A propulsão oferece também um aumento da vida útil dos CubeSats através da compensação de arrasto, permitindo assim maiores aplicações para estes satélites. Contudo, o processo de desenvolvimento de um sistema de propulsão miniaturizado para ser implementado em um nanossatélite, como um CubeSat, enfrenta desafios como as limitações de volume e potência dessa plataforma e o alto custo dos sistemas de propulsão. Estas dificuldades podem ser verificadas através da diferença entre a quantidade de nanossatélites lançados nos últimos 22 anos (1684) e quantos deles possuíam sistemas de propulsão (86), mostrado na figura 41. Apesar disso, uma grande quantidade de propulsores se encontra disponível no mercado e muitos outros estão em desenvolvimento contínuo, realizado pelas universidades, agências espaciais, empresas e entidades militares, para permitir que mais avanços sejam alcançados com os nanossatélites.

Dado o vasto escopo deste trabalho, alguns limites tiveram que ser auto-impostos para mantê-lo administrável e acima de tudo coeso. Por conta disso, foram selecionados para este trabalho os propulsores que possuíam maiores avanços no processo de miniaturização da tecnologia para os requisitos de um nanossatélite e com maior presença na literatura, focando nos sistemas com maiores valores de TRL ou herança de voo. A não citação e aprofundamento em alguns tipos de propulsão, como por exemplo a propulsão nuclear, se deu justamente pela não consonância com esse filtro de seleção utilizado para realizar o trabalho. Isso não deve, de forma alguma, deixar a impressão de menor importância dos sistemas de propulsão não abordados neste trabalho.

Desde o início da era espacial os sistemas de propulsão química têm permitido

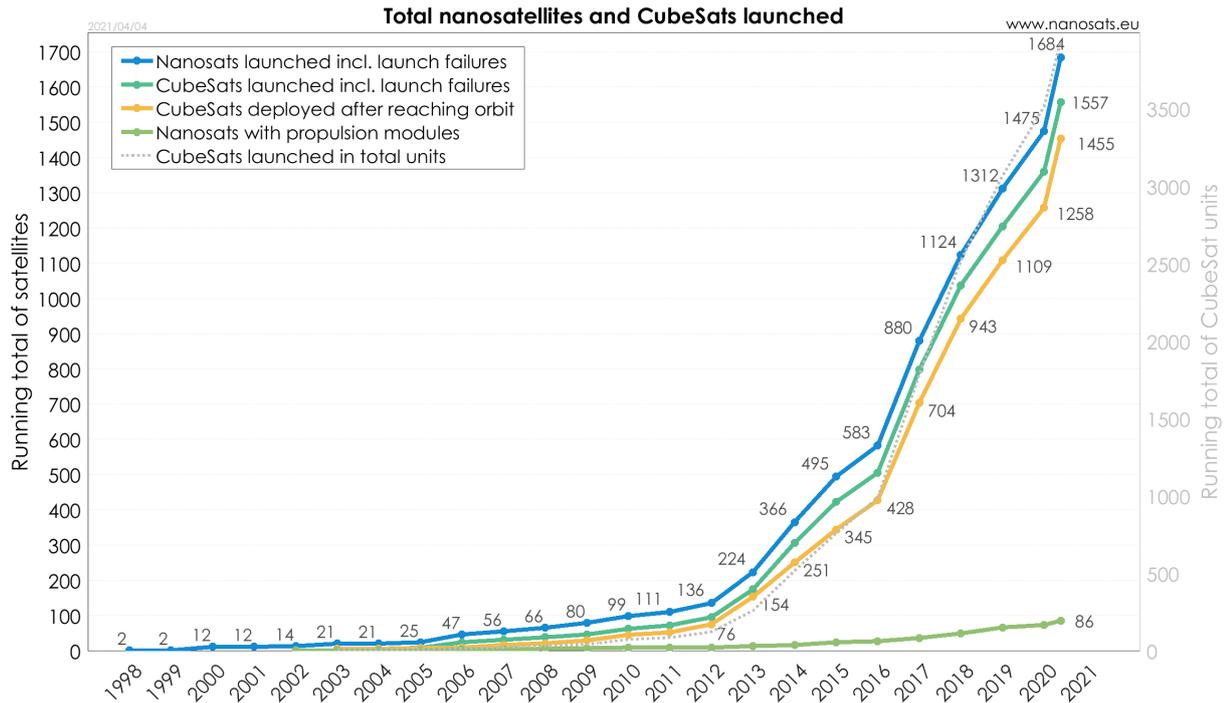


Figura 41 – Nanossatélites Lançados nos Últimos 23 anos (KULU, 2021).

realizar inúmeras missões de sucesso, demonstrando uma alta capacidade e confiabilidade operacional. Estes sistemas geram o maior empuxo entre todos os sistemas de propulsão, atualmente disponíveis no mercado, devido à combustão e expansão dos propelentes através de uma tubeira. O empuxo gerado pelos sistemas de propulsão química que utilizam propelentes sólidos é maior do que o gerado por sistemas que utilizam propelentes líquidos, para uma mesma massa e tamanho de propulsor, devido à maior densidade do propelente sólido. Estes sistemas são utilizados principalmente quando o sucesso de uma missão espacial depende da execução de manobras rápidas como mudanças orbitais. Por outro lado, o impulso específico fornecido pelos propulsores químicos é baixo quando comparamos com a maioria dos sistemas de propulsão elétrica.

Os esforços para melhorar os sistemas de propulsão elétrica tem sido notórios nos últimos anos. Cada vez mais é possível ver o aumento do interesse por esta área através das inúmeras pesquisas sendo realizadas por universidades e grandes empresas no mundo todo. Estes sistemas podem fornecer maiores valores de impulso específico do que os sistemas de propulsão química. Por conta disso, estes propulsores são utilizados para realizar manobras de precisão como apontamento de satélites de observação e controle de atitude, além é claro de permitir maiores valores de  $\Delta V$  para uma mesma massa de propelente. Os baixos níveis de empuxo fornecidos pelos motores elétricos ainda são um fator limitante desta tecnologia (O'REILLY; HERDRICH; KAVANAGH, 2021). Embora o impulso total dos propulsores elétricos seja geralmente considerável, estes sistemas podem precisar operar por centenas ou milhares de horas, em comparação com os segundos ou minutos que os

propulsores químicos necessitam para um impulso total semelhante (WESTON et al., 2020). Este desafio se torna ainda maior quando falamos no desenvolvimento de sistemas de propulsão elétrica para CubeSats, que possuem baixos valores de potência disponíveis. O que se observa nos últimos anos é a tentativa da comunidade científica em desenvolver novos conceitos de propulsão ou melhorar e miniaturizar os sistemas de propulsão elétrica e unidades de processamento de energia já existentes, focando principalmente na realização de missões mais avançadas em espaço profundo utilizando nanossatélites.

A tabela 12 traz as faixas de empuxo e impulso específico dos propulsores químicos e elétricos pesquisados para este trabalho. A figura 42 ilustra graficamente estes dados, demonstrando as faixas de operações dos sistemas abordados neste trabalho. Vale ressaltar que os dados aqui apresentados se referem a sistemas de propulsão exclusivamente para nanossatélites e se encontram em consonância com outras referências, como artigos sobre o estado da arte dos sistemas de propulsão, escritos em anos anteriores.

<b>Tipo de Propulsor</b>	<b>Faixa de Empuxo</b>	<b>Faixa de <math>I_{sp}</math> [s]</b>
<b>Sistemas de Propulsão Química</b>		
Hidrazina	0,129 - 4,5 N	150 - 226,1
Gás Frio e Quente	1 - 110 mN	30 - 110
Mono e Bipropelentes	0,1 - 1,2 N	204 - 310
Motores Sólidos	0,3 - 258 N	187 - 270
<b>Sistemas de Propulsão Elétrica</b>		
Resistojets	0,5 - 1200 mN	66 - 150
Electrosprays	1 - 700 $\mu$ N	225 - 8500
Iônicos com grades	0,05 - 25 mN	300 - 3200
Efeito Hall	1,1 - 12 mN	366 - 1853
Plasma Pulsado e Arco à Vácuo	0,002 - 25 mN	536 - 3500
Ambipolares	0,5 - 4 mN	400 - 800

Tabela 12 – Faixa de empuxo e impulso específico dos propulsores pesquisados.

Através da figura 42 é possível perceber que entre os propulsores pesquisados, os propulsores químicos fornecem os maiores valores de empuxo, confirmando o que foi dito anteriormente. Além disso, é notório que os sistemas a gás frio e os resistojets possuem os menores valores de impulso específico entre todos os sistemas pesquisados devido a simplicidade operacional e falta de transformações químicas de ambos os sistemas. Os resistojets adicionam energia cinética ao propelente através do aquecimento antes da expansão na tubeira, com isso conseguem atingir maiores valores de impulso específico dos que os sistemas de gás frio. Quando comparamos os resistojets com outros sistemas de propulsão elétrica é possível notar que estes sistemas requerem uma potência de entrada ligeiramente superior aos maioria dos electrosprays, PPTs e VATs pesquisados (figura 43). A figura 44 nos mostra que os propulsores iônicos com grades fornecem maiores valores de impulso específico devido a alta eficiência operacional que estes sistemas possuem. Os electrosprays avançaram bastante nos últimos anos e é visto através dos gráficos que estes

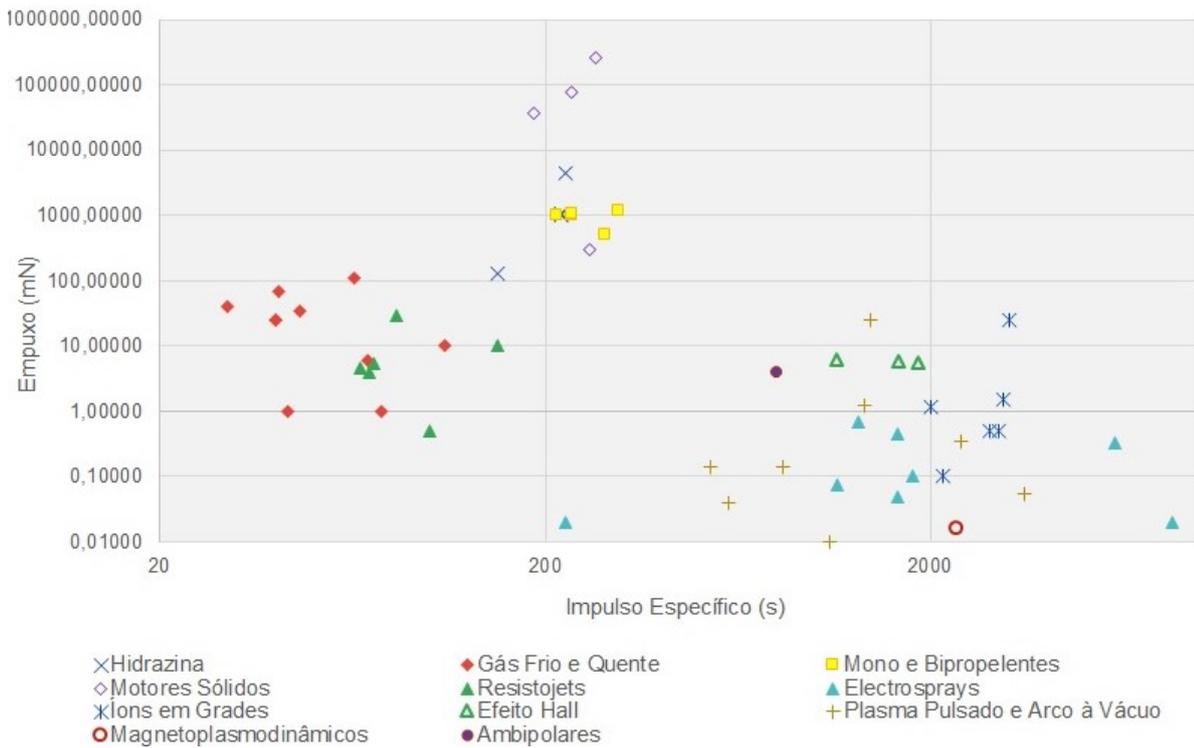


Figura 42 – Empuxo por Impulso Específico dos propulsores citados nesta pesquisa.

propulsores são capazes de oferecer uma boa faixa de impulso específico com uma baixa potência e boas relações de empuxo-potência. Entre os propulsores elétricos podemos ver que os propulsores de efeito Hall são os que necessitam de maior potência mas também são os que oferecem excelentes relações de empuxo-potência e valores altos de impulso específico. Os PPTs e VATs são os sistemas que operam em uma grande faixa de potência porém possuem os menores valores de impulso específico e razão empuxo-potência devido sua baixa eficiência, como discutido anteriormente. Para este trabalho apenas um modelo de propulsor MPD e um de ambipolar foram pesquisados. Ambos são atualmente os modelos de propulsor mais perto de atingirem os requisitos de miniaturização necessários para a implementação em CubeSats. Notamos que o MPD pode oferecer vantagens como um alto valor de impulso específico com baixa potência de entrada. Enquanto o sistema ambipolar pode oferecer um empuxo maior quando comparado com a maioria dos propulsores elétricos pesquisados.

As tecnologias de propulsão sem propelente apresentadas avançaram bastante nos últimos anos. Apesar das limitações expostas no trabalho estas tecnologias se mostram como potenciais ferramentas para ajudar com a remoção de detritos orbitais, uma grande preocupação do setor espacial.

Pesquisas bibliográficas como esta auxiliam a contar a história da evolução tecnológica dos sistemas de propulsão. Os artigos dedicados a mostrar o estado da arte dos propulsores, artigos estes que foram utilizados para a criação deste trabalho, demonstra-

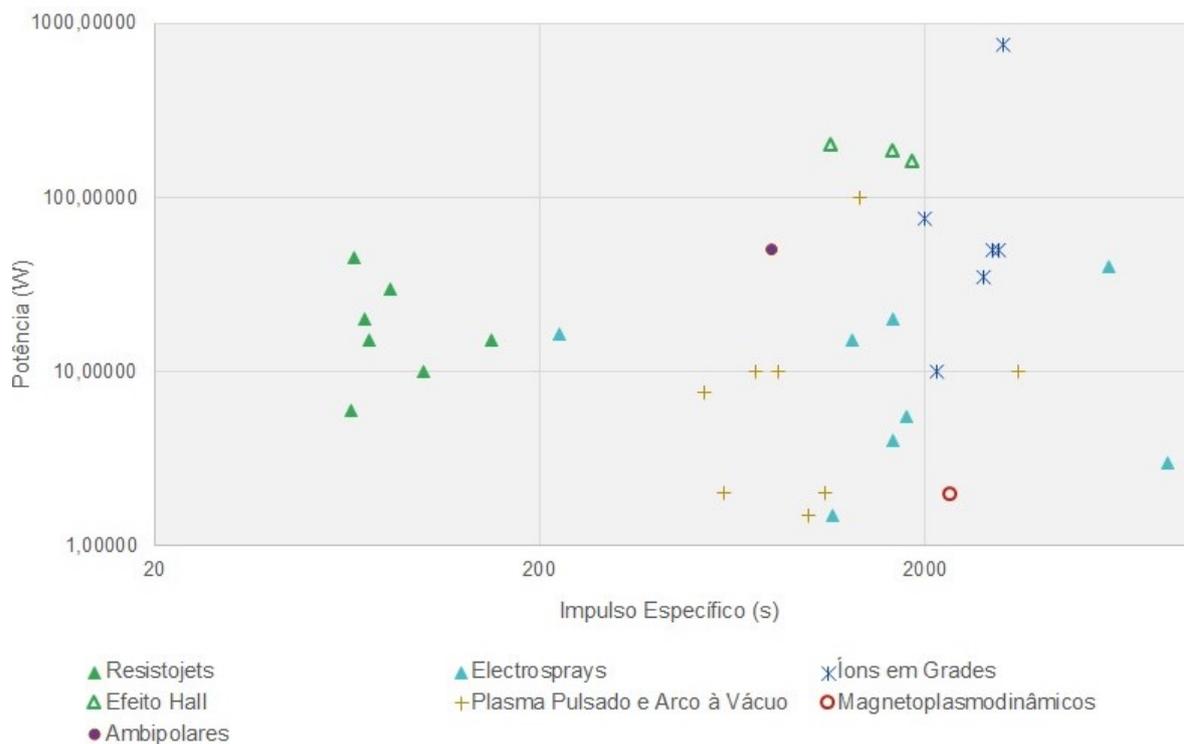


Figura 43 – Potência por Impulso Específico dos sistemas de propulsão elétrica pesquisados neste trabalho.

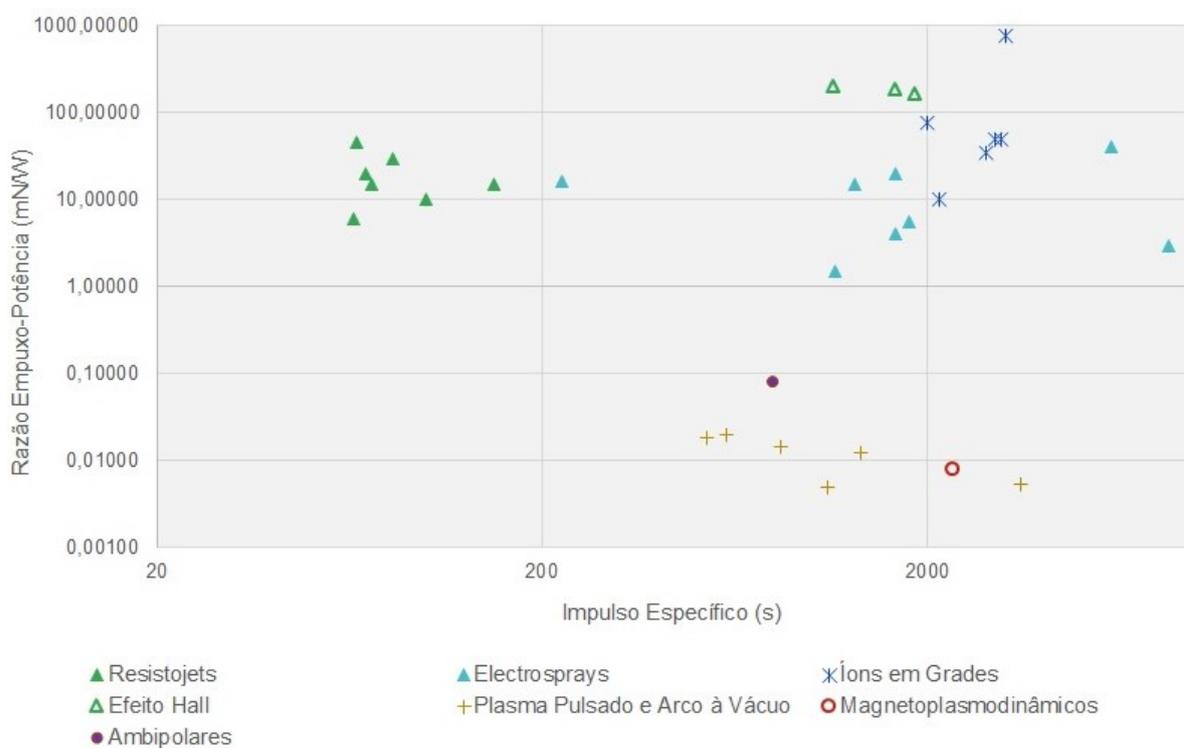


Figura 44 – Razão Empuxo-Potência por Impulso Específico dos sistemas de propulsão elétrica pesquisados neste trabalho.

ram os avanços obtidos até a data que foram escritos. Este trabalho foi escrito com o mesmo intuito, continuando a história dos propulsores e demonstrando as novas tendências do setor. É importante frisar os avanços mais notórios expostos neste trabalho.

Dentro da propulsão química, foi possível notar um aumento significativo do uso dos MEMS no desenvolvimento dos **sistemas de propulsão a gás frio**. Este aumento está relacionado com as tentativas de tornar estes sistemas mais utilizáveis para satélites menores. Contudo, a utilização dos MEMS traz desafios a mais no desenvolvimento de um sistema de propulsão. Segundo [Tummala e Dutta \(2017\)](#), um dos problemas que ainda é necessário superar é a baixa eficiência apresentada na maioria dos sistemas que utilizaram os MEMS até o momento. A utilização de um propulsor a gás frio feito através da impressão 3D está prevista para 2022. Este novo conceito pode trazer vantagens como o aumento da quantidade de propelente disponível e também a redução dos riscos de vazamentos. A propulsão térmica solar é um conceito ainda recente e que precisa ser melhor explorado, porém seu surgimento demonstra os esforços dos desenvolvedores para melhorar o desempenho dos propulsores a gás frio. Os **sistemas de propulsão mono e bipropelentes** estão sendo cada vez mais utilizados como substitutos da hidrazina. Entre as vantagens destes propulsores estão o maior desempenho, com impulsos específicos maiores quando comparados a hidrazina, menores pressões de vapor, não serem inflamáveis e tóxicos. Muitas missões foram realizadas nos últimos anos com estes propulsores em CubeSats e muitas outras estão previstas para os próximos anos. A miniaturização dos **propulsores sólidos** segue principalmente através da utilização dos MEMS. Os propelentes sólidos controlados eletricamente (SPM) podem oferecer a possibilidade de controlar a taxa de queima do propelente assim como permitir que estes sistemas sejam utilizados em nanosatélites.

Na propulsão eletrotérmica temos avanços com **resistojets** utilizando cada vez mais água como propelente, temos também sistemas que utilizam resistojets em sistemas de propulsão a gás frio para aumentar o desempenho, transformando o sistema em um propulsor a gás quente. O FMMR foi um grande avanço dos resistojets, proporcionando alta precisão de empuxo. Mais avanços referentes ao FMMR ainda são necessários, mas os resultados até o momento são promissores. Na propulsão eletrostática temos avanços com os **electrosprays** testando a utilização de novos propelentes. Os ferrofluidos líquidos iônicos podem futuramente oferecer aos electrosprays uma fabricação mais simples. Os FEEPs são um grande avanço dos electrosprays e permitem a realização de manobras de precisão com valores altos de impulso específico. Entre os avanços necessários para a maior implementação dos **propulsores iônicos com grades** em CubeSats estão o desenvolvimento de PPU's mais potentes e compactas, melhoria dos parâmetros de modelagem de plasma em ambientes de simulação numérica e identificação de propelentes alternativos que possam fornecer um  $I_{sp}$  maior do que xenônio e com menor custo. Os SSIs (Solid State Ionics) têm sido estudados como uma alternativa para superar problemas com a produção e entrega de íons para seus locais de extração sem complicações na câmara de

descarga de plasma. Os **propulsores de efeito Hall** passam por avanços nas técnicas de blindagem magnética, visando diminuir a pulverização catódica. Observou-se em estudos recentes que a emissividade do cátodo é eficientemente controlada através da variação da corrente de aquecimento, onde também ocorre a transição entre dois regimes de operação de um HET de baixa potência. Esta transição gera uma modificação do campo elétrico axial e também da forma da pluma de plasma. A utilização de novos materiais, cátodos ocos e ímãs permanentes também são estudados visando aumentar a vida útil e diminuir o consumo de energia destes propulsores. Novas configurações também foram propostas como Wall-Less e com modo de entrada de vórtice circunferencial. Na categoria de propulsores eletromagnéticos temos avanços sendo alcançados com os **PPTs e VATs**. O FPPT foi desenvolvido através da utilização de uma impressora 3D e utiliza fibra de teflon. Este propulsor permite o controle da taxa de alimentação de propelente e está previsto para ser testado no espaço em 2022. O  $\mu$ CAT é um VAT que utiliza uma nova configuração onde o cátodo e ânodo são concêntricos. Este propulsor demonstrou com sucesso que esta nova configuração promove uma erosão uniforme, contribuindo com o aumento da vida útil do propulsor. Os propulsores **MPDs** surgem no horizonte como um futuro sistema de propulsão para nanossatélites. Recentemente foi proposta a utilização de um novo estágio de aceleração no propulsor  $\mu$ CAT utilizando um MPD. Estudos preliminares mostram um maior desempenho com esta adição. MPDs que utilizam gases atmosféricos também foram propostos e isto poderia aumentar a vida útil de satélites em órbita baixa terrestre, como é o caso de muitos CubeSats.

Os sistemas de propulsão sem propelente avançaram bastante nos últimos anos. Missões bem sucedidas quebraram o ciclo de missões fracassadas. Estudos estão sendo realizados para que as **velas solares** e as **amarras eletrodinâmicas** se tornem sistemas mais utilizados. Para que isso ocorra, novos materiais estão sendo testados visando aumentar o desempenho dessas tecnologias. A utilização de lasers para as velas solares, também conhecido como *laser sails*, está sendo estudada como uma forma de aumentar significativamente o empuxo fornecido.

Por fim, podemos concluir que muitos dos avanços aqui apresentados estão diretamente relacionados com a maior participação das empresas no desenvolvimento dos nanossatélites, principalmente CubeSats (CRUZ, 2021). A maior colaboração entre universidades, empresas e agências espaciais promove maiores avanços tecnológicos assim como torna o setor espacial mais acessível.



## Referências

- ACCIO SYSTEMS. *Propulsion, Reinvented for New Space*. 2021. <<https://accion-systems.com/tile-propulsion/>>. Citado na página 73.
- Aerojet Rocketdyne. *In-Space Propulsion Data Sheets*. 2020. <<https://satcatalog.com/datasheet/Aerojet%20Rocketdyne%20-%20PRS-101%20PPT%20System.pdf>>. Citado na página 93.
- ALENTEJO. Nasa testa com sucesso novo combustível “verde” para naves espaciais. 2021. Disponível em: <<https://www.ecoalentejocentral.pt/recursos/noticias/item/644-nasa-testa-com-sucesso-novo-combustivel-verde-para-naves-espaciais>>. Citado na página 51.
- ALMINDE, L. et al. Gomx-4: Demonstrating the building blocks of constellations. 2017. Citado na página 46.
- ANTROPOV, N. et al. Development of russian next-generation ablative pulsed plasma thrusters. *Procedia engineering*, Elsevier, v. 185, p. 53–60, 2017. Citado na página 89.
- ARESTIE, S.; LIGHTSEY, E. G.; HUDSON, B. Development of a modular, cold gas propulsion system for small satellite applications. *Journal of Small Satellites*, v. 1, n. 2, p. 63–74, 2012. Citado na página 45.
- ARIANEGROUP. Chemical monopropellant thruster family. 2021. Disponível em: <<https://www.space-propulsion.com/brochures/hydrazine-thrusters/hydrazine-thrusters.pdf>>. Citado na página 37.
- ASAKAWA, J. et al. Direct measurement of 1-mn-class thrust and 100-s-class specific impulse for a cubesat propulsion system. *Review of Scientific Instruments*, AIP Publishing LLC, v. 91, n. 3, p. 035116, 2020. Citado 3 vezes nas páginas 40, 41 e 42.
- ASAKAWA, J. et al. Aqt-d: Demonstration of the water resistojet propulsion system by the iss-deployed cubesat. 2019. Citado na página 64.
- AURORA. *Aurora Propulsion Technologies now on SmallSat Catalog with ResistoJet Products*. 2021. <<https://aurorapt.fi/press-release/aurora-propulsion-technologies-now-on-smallsat-catalog-with-resistojet-products/>>. Citado na página 65.
- BECATTI, G.; CONVERSANO, R. W.; GOEBEL, D. M. Demonstration of 25,000 ignitions on a proto-flight compact heaterless lanthanum hexaboride hollow cathode. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 178, p. 181–191, 2021. Citado na página 86.
- BILEN, S. G. *Tethers demonstrate propellantless propulsion in low-Earth orbit*. [S.l.]: AMER INST AERONAUTICS ASTRONAUTICS 1801 ALEXANDER BELL DRIVE, STE 500 ..., 2020. Citado na página 104.
- BOCK, D.; BETHGE, M.; TAJMAR, M. Highly miniaturized feep thrusters for cubesat applications. In: *Proceedings of the 4th Spacecraft Propulsion Conference*. [S.l.: s.n.], 2014. v. 2967498. Citado na página 75.

- BOCK, D.; TAJMAR, M. Highly miniaturized feep propulsion system (nanofeep) for attitude and orbit control of cubesats. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 144, p. 422–428, 2018. Citado 2 vezes nas páginas 74 e 76.
- BOEUF, J.-P. Tutorial: Physics and modeling of hall thrusters. *Journal of Applied Physics*, AIP Publishing LLC, v. 121, n. 1, p. 011101, 2017. Citado na página 85.
- BONIN, G. et al. Canx-4 and canx-5 precision formation flight: Mission accomplished! 2015. Citado na página 42.
- BRINZA, D. et al. Deep space 1 measurements of ion propulsion contamination. *Journal of Spacecraft and Rockets*, v. 38, n. 3, p. 426–432, 2001. Citado na página 78.
- BROWN, N. P.; WALKER, M. L. Review of plasma-induced hall thruster erosion. *Applied Sciences*, Multidisciplinary Digital Publishing Institute, v. 10, n. 11, p. 3775, 2020. Citado na página 85.
- BURTON, R. et al. Development of the mcd thruster for nanosat propulsion. In: *JANNAF Conf., Colorado Springs, CO, Paper*. [S.l.: s.n.], 2010. v. 1387. Citado na página 67.
- BURTON, R. L.; TURCHI, P. Pulsed plasma thruster. *Journal of Propulsion and Power*, v. 14, n. 5, p. 716–735, 1998. Citado na página 89.
- BURTON, R. L. et al. Analysis of fiber-fed pulsed plasma thruster performance. *Journal of Propulsion and Power*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 37, n. 1, p. 176–178, 2021. Citado na página 93.
- BUSEK. *Micro Resistojet module provides integrated primary & ACS propulsion for 6 DOF CubeSat control*. 2013. <[http://busek.com/index\\_htm\\_files/70008518B.pdf](http://busek.com/index_htm_files/70008518B.pdf)>. Citado na página 65.
- BUSEK. *All-Electric CubeSat Propulsion Technologies - Datasheet*. 2017. <<https://icubesat.files.wordpress.com/2017/06/2017-b-3-3-20170530183026-all-electric.pdf>>. Citado na página 71.
- Busek Co. Inc. *PULSED PLASMA THRUSTERS*. 2021. <[http://busek.com/technologies\\_\\_ppt.htm](http://busek.com/technologies__ppt.htm)>. Citado na página 92.
- CARA, D. D. et al. Performance verification of the  $\mu$ nit-2.5 thruster on the nanobalance facility. In: *The 32nd International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany*. [S.l.: s.n.], 2011. Citado na página 80.
- CARDIN, J.; SCHAPPELL, T.; DAY, C. Testing of a green monopropellant integrated propulsion system. 2020. Citado na página 50.
- CAVENDER, D.; MARSHALL, W.; MAYNARD, A. 2018 nasa green propulsion technology development roadmap. *NASA/TP-2018-219861*, 2018. Citado 2 vezes nas páginas 49 e 50.
- CERVONE, A. et al. Green micro-resistojet research at delft university of technology: new options for cubesat propulsion. *CEAS Space Journal*, Springer, v. 9, n. 1, p. 111–125, 2017. Citado na página 66.

- CHANDLER, A. *PacSci EMC Demonstrates First Ever Successful Orbital Maneuvers and Orbit Raising of a CubeSat Using a Commercial Solid Rocket Motor Array*. 2017. <<https://bitly.com/0BXkc>>. Citado na página 57.
- CHEN, F. F. Plasma ionization by helicon waves. *Plasma Physics and Controlled Fusion*, IOP Publishing, v. 33, n. 4, p. 339, 1991. Citado na página 98.
- CHEN, F. F. Performance of a permanent-magnet helicon source at 27 and 13 mhz. *Physics of Plasmas*, American Institute of Physics, v. 19, n. 9, p. 093509, 2012. Citado na página 98.
- CHENG, S. Y.; MARTINEZ-SANCHEZ, M. Hybrid particle-in-cell erosion modeling of two hall thrusters. *Journal of Propulsion and Power*, v. 24, n. 5, p. 987–998, 2008. Citado na página 84.
- CHEYNE, D. et al. "development of electrodynamic tethers for propellantless propulsion in low-earth orbit. 2020. Citado na página 105.
- CHIANESE, S. G.; MICCI, M. M. Microwave electrothermal thruster chamber temperature measurements and performance calculations. *Journal of propulsion and power*, v. 22, n. 1, p. 31–37, 2006. Citado na página 63.
- CHOUEIRI, E.; ZIEMER, J. Quasi-steady magnetoplasmadynamic thruster performance database. *Journal of Propulsion and Power*, v. 17, n. 5, p. 967–976, 2001. Citado 2 vezes nas páginas 95 e 96.
- CHOUEIRI, E. Y. A critical history of electric propulsion: The first 50 years (1906-1956). *Journal of Propulsion and Power*, v. 20, n. 2, p. 193–203, 2004. Citado 2 vezes nas páginas 61 e 62.
- COHEN, B. A. et al. Lunar flashlight: Illuminating the lunar south pole. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, IEEE, v. 35, n. 3, p. 46–52, 2020. Citado na página 51.
- COLETTI, M.; GUARDUCCI, F.; GABRIEL, S. A micro ppt for cubesat application: Design and preliminary experimental results. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 69, n. 3-4, p. 200–208, 2011. Citado na página 92.
- COLLARD, T. A.; SHEEHAN, J.; GALLIMORE, A. D. Pressurized xenon propellant management system for the cubesat ambipolar thruster. 2015. Citado na página 98.
- CONVERSANO, R. W.; WIRZ, R. E. Mission capability assessment of cubesats using a miniature ion thruster. *Journal of Spacecraft and Rockets*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 50, n. 5, p. 1035–1046, 2013. Citado na página 79.
- CRUZ, L. F. M. *Potenciais Missões Espaciais Mediante Nanosats*. 109 f. Monografia (Graduação) — Faculdade do Gama, Universidade de Brasília, Brasília, 2021. Citado 4 vezes nas páginas 23, 41, 107 e 113.
- DAVID, A. O.; KNOLL, A. K. Experimental demonstration of an aluminum-fueled propulsion system for cubesat applications. *Journal of Propulsion and Power*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 33, n. 5, p. 1320–1324, 2017. Citado na página 59.

- Dawn Aerospace. *CubeSat Propulsion Module - Dawn Aerospace*. 2019. <[https://hyperiontechnologies.nl/wp-content/uploads/2019/11/HT\\_PM200.pdf](https://hyperiontechnologies.nl/wp-content/uploads/2019/11/HT_PM200.pdf)>. Citado na página 53.
- DÉSANGLES, V. et al. Fast camera analysis of plasma instabilities in hall effect thrusters using a pod method under different operating regimes. *Atmosphere*, Multidisciplinary Digital Publishing Institute, v. 11, n. 5, p. 518, 2020. Citado na página 85.
- DIETZ, P. et al. Molecular propellants for ion thrusters. *Plasma Sources Science and Technology*, IOP Publishing, v. 28, n. 8, p. 084001, 2019. Citado na página 78.
- DING, Y. et al. Effect of vortex inlet mode on low-power cylindrical hall thruster. *Physics of Plasmas*, AIP Publishing LLC, v. 24, n. 8, p. 080703, 2017. Citado 2 vezes nas páginas 86 e 87.
- DSSP. *CDM-1 Datasheet*. 2015. <[https://static1.squarespace.com/static/59de9c9c18b27ddf3bac610a/t/5b9989a98985830bc3e07838/1536788908562/CDM-1+Brochure+Metric\\_r2.pdf](https://static1.squarespace.com/static/59de9c9c18b27ddf3bac610a/t/5b9989a98985830bc3e07838/1536788908562/CDM-1+Brochure+Metric_r2.pdf)>. Citado na página 57.
- ECHA. European chemicals agency: Candidate list of substances of very high concern for authorisation. 2019. Citado na página 39.
- ELDAD, O.; LIGHTSEY, E. G.; CLAUDEL, C. Minimum-time attitude control of deformable solar sails with model uncertainty. *Journal of Spacecraft and Rockets*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 54, n. 4, p. 863–870, 2017. Citado na página 101.
- Enpulsion. *THRUSTER SHOP - OUR PRODUCT FAMILY*. 2021. <<https://www.enpulsion.com/order/>>. Citado na página 75.
- FEARN, D. The future development of gridded ion engines. In: *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*. [S.l.: s.n.], 2003. p. 4714. Citado na página 77.
- FEILI, D. et al.  $\mu$ nrit-2.5-a new optimized microthruster of giessen university. In: *The 31st International Electric Propulsion Conference*. [S.l.: s.n.], 2009. Citado na página 80.
- FERREIRA, J. L. et al. Permanent magnet hall thrusters development and applications on future brazilian space missions. In: IOP PUBLISHING. *Journal of Physics: Conference Series*. [S.l.], 2015. v. 641, n. 1, p. 012016. Citado na página 86.
- FRIEDHOFF, P. et al. Growing constellation of ammonium dinitramide (adn) based high performance green propulsion (hpgp) systems. In: *2018 Joint Propulsion Conference*. [S.l.: s.n.], 2018. p. 4754. Citado na página 50.
- FRISBEE, R. H. Advanced space propulsion for the 21st century. *Journal of Propulsion and Power*, v. 19, n. 6, p. 1129–1154, 2003. Citado 7 vezes nas páginas 59, 63, 68, 74, 75, 82 e 101.
- GESSINI, P. et al. Enabling low-cost high-energy missions with small spacecraft by using pulsed plasma thrusters. 2019. Citado 2 vezes nas páginas 91 e 93.
- GIBBON, D. Review of the use of butane as a low cost propellant. *Proceedings of the 2010 Space Propulsion, San Sebastian, Spain*, p. 3–6, 2010. Citado na página 47.

- GIBBON, D.; UNDERWOOD, C. Low cost butane propulsion systems for small spacecraft. 2001. Citado na página 47.
- GOEBEL, D. M.; KATZ, I. *Fundamentals of electric propulsion: ion and Hall thrusters*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2008. v. 1. Citado 4 vezes nas páginas 77, 82, 83 e 84.
- GOEBEL, D. M.; POLK, J. E.; MIKELLIDES, I. G. Ion thruster performance impacts due to cathode wear. *Journal of Propulsion and Power*, v. 27, n. 4, p. 768–775, 2011. Citado na página 77.
- GRIESBACH, J. et al. Proximity operations nano-satellite flight demonstration (ponsofd) rendezvous proximity operations design and trade studies. In: *Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference*. [S.l.: s.n.], 2013. p. E69. Citado na página 45.
- GRUSTAN-GUTIERREZ, E.; GAMERO-CASTAÑO, M. Microfabricated electro-spray thruster array with high hydraulic resistance channels. *Journal of Propulsion and Power*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 33, n. 4, p. 984–991, 2017. Citado 2 vezes nas páginas 70 e 71.
- GUARDUCCI, F.; COLETTI, M.; GABRIEL, S. Design and testing of a micro pulsed plasma thruster for cubesat application. In: *32nd International Electric Propulsion Conference*. [S.l.: s.n.], 2011. p. 2011–239. Citado na página 92.
- GUO, D.; CHENG, M.; LI, X. Design and test of a simple fast electromagnetic inductive gas valve for planar pulsed inductive plasma thruster. *Review of Scientific Instruments*, AIP Publishing LLC, v. 88, n. 10, p. 105101, 2017. Citado na página 91.
- GUO, J.; BOUWMEESTER, J.; GILL, E. In-orbit results of delfi-n3xt: Lessons learned and move forward. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 121, p. 39–50, 2016. Citado na página 43.
- HALL, D. et al. *Multi-sensor Observations of the SpinSat Satellite*. [S.l.], 2015. Citado na página 56.
- HEJMANOWSKI, N. et al. Cubesat high impulse propulsion system (chips). In: *Proceedings of the 62nd JANNAF Propulsion Meeting (7th Spacecraft Propulsion)*, Nashville, TN, USA. [S.l.: s.n.], 2015. p. 1–5. Citado na página 66.
- HILL, P. G.; PETERSON, C. R. Mechanics and thermodynamics of propulsion. *Reading*, 1992. Citado na página 61.
- HILLIER, A. et al. High thrust density propellants in hall thrusters. In: *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. [S.l.: s.n.], 2011. p. 524. Citado na página 84.
- HINKLEY, D. Picosatellites at the aerospace corporation. *Small Satellites: Past, Present, and Future*, p. 635–674, 2009. Citado na página 42.
- IGNATENKO, V. et al. Iceye microsatellite sar constellation status update: Evaluation of first commercial imaging modes. In: IEEE. *IGARSS 2020-2020 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium*. [S.l.], 2020. p. 3581–3584. Citado na página 75.

- IPSF. *Irvine Pubic Schools Foundation - IRVINE CUBESAT STEM PROGRAM UPDATE - Winter 2017*. 2017. <<https://ipsf.net/wp-content/uploads/2018/02/November-December-2017-CubeSat-STEM-Program-Update-FINAL.pdf>>. Citado na página 73.
- IV, S. C. G.; DOWELL, E. H. Membrane paradox for solar sails. *AIAA journal*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 52, n. 12, p. 2904–2907, 2014. Citado na página 101.
- JACOBS, J. et al. *Summary of Air Force Research Laboratory Support for the NASA Green Propellant Infusion Mission*. [S.l.], 2015. Citado 2 vezes nas páginas 49 e 50.
- JAHN, R. *Physics of electric propulsion*. 1968. Citado 2 vezes nas páginas 61 e 62.
- JAXA. *Small Solar Power Sail Demonstrator "IKAROS"*. 2010. <[https://global.jaxa.jp/countdown/fl17/overview/ikaros\\_e.html](https://global.jaxa.jp/countdown/fl17/overview/ikaros_e.html)>. Citado na página 102.
- JENS, E. T. et al. Low pressure ignition testing of a hybrid smallsat motor. In: *AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum*. [S.l.: s.n.], 2019. p. 4009. Citado na página 60.
- JINGHUA, Y. et al. Performance of a 4 cm iodine-fueled radio frequency ion thruster. *Plasma Science and Technology*, IOP Publishing, v. 22, n. 9, p. 094006, 2020. Citado na página 78.
- JOHNSON, L.; LOCKETT, T.; CASTILLO-ROGEZ, J. Near earth asteroid scout: Exploring an asteroid using a smallsat. In: *International Astronautical Congress*. [S.l.: s.n.], 2019. Citado na página 103.
- JONES, H. The recent large reduction in space launch cost. In: *48TH INTERNATIONAL CONFERENCE ON ENVIRONMENTAL SYSTEMS*. [S.l.], 2018. Citado na página 29.
- JR, R. S. L.; LOZANO, P. C. Electrospray propulsion based on emitters microfabricated in porous metals. *Journal of Propulsion and Power*, v. 27, n. 2, p. 485–495, 2011. Citado na página 70.
- KAKUMA, T. et al. Research and development of low-power cylindrical-type hall thrusters for nano/micro-satellites. In: *30th ISTS, 34th IEPC and 6th NSAT, IEPC-2015-302/ISTS-2015-b-302*. [S.l.: s.n.], 2015. Citado na página 88.
- KARADAG, B.; CHO, S.; FUNAKI, I. Note: Precision balance for sub-milnewton resolution direct thrust measurement. *Review of Scientific Instruments*, AIP Publishing LLC, v. 89, n. 8, p. 086108, 2018. Citado na página 87.
- KATAN, C. Nasa's next solar sail: Lessons from nanosail-d2. In: *26th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites: Enhancing Global Awareness through Small Satellites*. [S.l.: s.n.], 2012. p. 1–9. Citado na página 102.
- KEIDAR, M. Micro-cathode arc thruster for small satellite propulsion. In: *IEEE. 2016 IEEE Aerospace Conference*. [S.l.], 2016. p. 1–7. Citado 2 vezes nas páginas 90 e 94.
- KEIDAR, M.; BOYD, I. D.; BEILIS, I. I. Model of particulate interaction with plasma in a teflon pulsed plasma thruster. *Journal of Propulsion and Power*, v. 17, n. 1, p. 125–131, 2001. Citado na página 90.

KEIDAR, M. et al. Electric propulsion for small satellites. *Plasma Physics and Controlled Fusion*, IOP Publishing, v. 57, n. 1, p. 014005, 2014. Citado na página 90.

KHALIFEHEI, M.; HIGUERA, F. Neutralization of an electrospray by a corona discharge. *Journal of Aerosol Science*, Elsevier, v. 145, p. 105547, 2020. Citado na página 71.

KHAYMS, V.; MARTINEZ-SANCHEZ, M. Fifty-watt hall thruster for microsatellites. *Micropropulsion for small spacecraft*, v. 147, p. 233, 2000. Citado na página 86.

KLESH, A.; KRAJEWSKI, J. Marco: Cubesats to mars in 2016. 2015. Citado na página 44.

KLESH, A. T. et al. Inspire: Interplanetary nanospacecraft pathfinder in relevant environment. In: *AIAA SPACE 2013 Conference and Exposition*. [S.l.: s.n.], 2013. p. 5323. Citado na página 55.

KNAUTH, P.; TULLER, H. L. Solid-state ionics: roots, status, and future prospects. *Journal of the American Ceramic Society*, Wiley Online Library, v. 85, n. 7, p. 1654–1680, 2002. Citado na página 79.

KOLASINSKI, R. D.; POLK, J. E. Characterization of cathode keeper wear by surface layer activation. *Journal of propulsion and power*, v. 20, n. 6, p. 992–999, 2004. Citado na página 78.

KOLBECK, J. et al. Micro-propulsion based on vacuum arcs. *Journal of Applied Physics*, AIP Publishing LLC, v. 125, n. 22, p. 220902, 2019. Citado na página 94.

KOLBECK, J. et al.  $\mu$ cat micro-propulsion solution for autonomous mobile on-orbit diagnostic system. 2016. Citado na página 94.

KRAMER, A. *Integration and Testing of Vacuum Arc Thrusters for the University Würzburg Experimental Satellite (UWE-4)*. 2015. Citado na página 95.

KREJCI, D.; JENKINS, M. G.; LOZANO, P. Staging of electric propulsion systems: Enabling an interplanetary cubesat. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 160, p. 175–182, 2019. Citado na página 79.

KREJCI, D.; LOZANO, P. Space propulsion technology for small spacecraft. *Proceedings of the IEEE*, IEEE, v. 106, n. 3, p. 362–378, 2018. Citado na página 48.

KREJCI, D. et al. Design and characterization of a scalable ion electrospray propulsion system. 2015. Citado na página 70.

KREJCI, D. et al. Emission characteristics of passively fed electrospray microthrusters with propellant reservoirs. *Journal of Spacecraft and Rockets*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 54, n. 2, p. 447–458, 2017. Citado na página 70.

KREJCI, D. et al. Demonstration of the ifm nano feep thruster in low earth orbit. In: *Proceedings of the 4S Symposium, Sorrento, Italy*. [S.l.: s.n.], 2018. v. 28. Citado 2 vezes nas páginas 74 e 75.

KRISHNAN, M.; VELAS, K.; LEEMANS, S. Metal plasma thruster for small satellites. *Journal of Propulsion and Power*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 36, n. 4, p. 535–539, 2020. Citado na página 92.

- KRONHAUS, I. et al. Pico-satellite orbit control by vacuum arc thrusters as enabling technology for formations of small satellites. In: *Proceedings of the 5th International Conference on Spacecraft Formation Flying Missions and Technologies, Munich, Germany*. [S.l.: s.n.], 2013. p. 29–31. Citado na página 95.
- KULU, E. Nanosats database. 2021. Disponível em: <[www.nanosats.eu](http://www.nanosats.eu)>. Citado 8 vezes nas páginas 14, 23, 51, 73, 94, 103, 105 e 108.
- LARY, E.; MEYERAND, R.; SALZ, F. Ion acceleration in a gyro-dominated neutral plasma-theory. *Bulletin of the American Physical Society, Sr. II*, v. 7, p. 441, 1962. Citado na página 82.
- LEITER, H. et al. Six decades of thrust-the ariane group radiofrequency ion thrusters and systems family. In: *35th Int. Electr. Propuls. Conf.* [S.l.: s.n.], 2017. Citado na página 81.
- LEITER, H. J. et al. The ariane group electric propulsion program 2019–2020. In: *36th International Electric Propulsion Conference, Vienna, Austria*. [S.l.: s.n.], 2019. Citado na página 81.
- LEMMER, K. Propulsion for cubesats. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 134, p. 231–243, 2017. Citado 19 vezes nas páginas 38, 40, 41, 42, 54, 56, 65, 67, 68, 69, 71, 77, 80, 90, 91, 94, 95, 102 e 104.
- LÉON, L.; KOCH, P.; WALKER, R. Gomx-4-the twin european mission for iod purposes. 2018. Citado na página 46.
- LEV, D. R. et al. Recent progress in research and development of hollow cathodes for electric propulsion. *Reviews of Modern Plasma Physics*, Springer, v. 3, n. 1, p. 1–89, 2019. Citado na página 86.
- LEVCHENKO, I. et al. Space micropropulsion systems for cubesats and small satellites: from proximate targets to furthestmost frontiers. *Applied Physics Reviews*, AIP Publishing LLC, v. 5, n. 1, p. 011104, 2018. Citado 2 vezes nas páginas 86 e 87.
- LEVCHENKO, I. et al. Recent progress and perspectives of space electric propulsion systems based on smart nanomaterials. *Nature communications*, Nature Publishing Group, v. 9, n. 1, p. 1–19, 2018. Citado na página 85.
- LEYVA, I. A. et al. *Propulsion Systems*. [S.l.], 2011. Citado 5 vezes nas páginas 13, 30, 31, 34 e 36.
- LI, Y. et al. Design and analysis of vacuum air-intake device used in air-breathing electric propulsion. *Vacuum*, Elsevier, v. 120, p. 89–95, 2015. Citado na página 97.
- LIGHTSEY, E. G.; STEVENSON, T.; SORGENFREI, M. Development and testing of a 3-d-printed cold gas thruster for an interplanetary cubesat. *Proceedings of the IEEE, IEEE*, v. 106, n. 3, p. 379–390, 2018. Citado na página 46.
- LING, W. Y. L. et al. A brief review of alternative propellants and requirements for pulsed plasma thrusters in micropropulsion applications. *Chinese Journal of Aeronautics*, Elsevier, v. 33, n. 12, p. 2999–3010, 2020. Citado na página 91.

- LIU, B. et al. Recent advances in mems-based microthrusters. *Micromachines*, Multidisciplinary Digital Publishing Institute, v. 10, n. 12, p. 818, 2019. Citado na página 66.
- LIU, J. et al. Automatic orbital maneuver for mega-constellations maintenance with electrodynamic tethers. *Aerospace Science and Technology*, Elsevier, v. 105, p. 105910, 2020. Citado na página 104.
- LIU, J. et al. Orbital boost characteristics of spacecraft by electrodynamic tethers with consideration of electric-magnetic-dynamic energy coupling. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 171, p. 196–207, 2020. Citado na página 104.
- LOCKETT, T. R. et al. Near-earth asteroid scout flight mission. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, IEEE, v. 35, n. 3, p. 20–29, 2020. Citado na página 103.
- LUBIN, P. A roadmap to interstellar flight. *arXiv preprint arXiv:1604.01356*, 2016. Citado na página 102.
- LUKAS, J. et al. High thrust-to-power ratio micro-cathode arc thruster. *AIP Advances*, AIP Publishing LLC, v. 6, n. 2, p. 025311, 2016. Citado na página 94.
- MANI, K. V. Combined chemical–electric propulsion design and hybrid trajectories for stand-alone deep-space cubesats. Italy, 2020. Citado 3 vezes nas páginas 56, 57 e 58.
- MANZONI, G.; BRAMA, Y. L. Cubesat micropropulsion characterization in low earth orbit. 2015. Citado na página 43.
- MARINI, A. et al. Technology and science from earth to moon: Smart-1 experiments and their operations. In: *Earth-like Planets and Moons*. [S.l.: s.n.], 2002. v. 514, p. 95–100. Citado na página 82.
- Mars Space Ltd. *Pulsed Plasma Thruster (PPT) projects*. 2021. <<https://mars-space.co.uk/ppt>>. Citado na página 92.
- MAZOUFFRE, S. Electric propulsion for satellites and spacecraft: established technologies and novel approaches. *Plasma Sources Science and Technology*, IOP Publishing, v. 25, n. 3, p. 033002, 2016. Citado na página 96.
- MCNUTT, L. et al. Near-earth asteroid (nea) scout. In: *AIAA Space 2014 Conference and Exposition*. [S.l.: s.n.], 2014. p. 4435. Citado na página 47.
- MEYER, M. et al. In-space propulsion systems roadmap, technology area 02 (ta02), ". *Office of the Chief technologist, Space Technology Roadmaps*, 2012. Citado 2 vezes nas páginas 37 e 60.
- MIKELLIDES, I. G. et al. Magnetic shielding of a laboratory hall thruster. i. theory and validation. *Journal of Applied Physics*, American Institute of Physics, v. 115, n. 4, p. 043303, 2014. Citado na página 84.
- MILLER, S. et al. Survey and performance evaluation of small-satellite propulsion technologies. *Journal of Spacecraft and Rockets*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 58, n. 1, p. 222–231, 2021. Citado 5 vezes nas páginas 38, 41, 64, 80 e 93.

MOELLER, R. C. *Current transport and onset-related phenomena in an MPD thruster modified by applied magnetic fields*. [S.l.]: California Institute of Technology, 2013. Citado na página 96.

MONHEISER, J. et al. Development and testing of a low-power hall thruster system. *Micropropulsion for Small Spacecraft*, v. 147, p. 255, 2000. Citado na página 86.

Morpheus Space. *DESIGNED TO OUTPERFORM*. 2021. <<https://www.morpheus-space.com/static/MSWeb/documents/M-Space%20Products.pdf>>. Citado na página 76.

MUELLER, J. Thruster options for microspacecraft: a review and evaluation of state-of-the-art and emerging technologies. *Micropropulsion for small spacecraft*, AIAA Reston, VA, v. 187, p. 45–137, 2000. Citado 4 vezes nas páginas 69, 74, 83 e 85.

MUELLER, J.; GOLDBERG, H.; ALKALAI, L. Micro-inspector spacecraft testbed: Breadboard subsystem demonstrations. In: AMERICAN INSTITUTE OF PHYSICS. *AIP conference Proceedings*. [S.l.], 2007. v. 880, n. 1, p. 742–759. Citado na página 89.

MUELLER, J.; HOFER, R.; ZIEMER, J. Survey of propulsion technologies applicable to cubesats. Pasadena, CA: Jet Propulsion Laboratory, National Aeronautics and Space . . . , 2010. Citado 11 vezes nas páginas 40, 54, 55, 63, 64, 70, 73, 79, 83, 85 e 90.

MYERS, R. M. Electromagnetic propulsion for spacecraft. In: *Aerospace Design Conference*. [S.l.: s.n.], 1993. Citado na página 96.

NAKAGAWA, Y. et al. Performance characterization of a miniature microwave discharge ion thruster operated with water. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 157, p. 294–299, 2019. Citado na página 78.

NANOAVIONICS. *CubeSat Propulsion System EPSS*. 2021. <<https://nanoavionics.com/cubesat-components/cubesat-propulsion-system-epss/>>. Citado na página 52.

NANOSPACE. *Methodology For Complex Micropropulsion Systems Space Validation*. 2011. <<https://escies.org/download/webDocumentFile?id=62240>>. Citado na página 45.

NASA. *Next Space Technologies for Exploration Partnerships (NextSTEP) Projects*. 2015. <<https://www.nasa.gov/feature/next-space-technologies-for-exploration-partnerships-nextstep-projects>>. Citado na página 73.

NASA. *NASA space technology roadmaps and priorities revisited*. [S.l.]: National Academies Press, 2016. Citado 8 vezes nas páginas 37, 40, 55, 59, 61, 82, 83 e 104.

NASA. *Cube Quest Challenge Team Spotlight: Cislunar Explorers*. 2017. <[https://www.nasa.gov/directorates/spacetech/centennial\\_challenges/cubequest/cislunar-explorers](https://www.nasa.gov/directorates/spacetech/centennial_challenges/cubequest/cislunar-explorers)>. Citado na página 51.

NASA. *NASA Announces Ninth Round of Candidates for CubeSat Space Missions*. 2018. <<https://www.nasa.gov/feature/nasa-announces-ninth-round-of-candidates-for-cubesat-space-missions>>. Citado na página 73.

- NELSON, S. D.; CURRENT, P. Modular architecture propulsion system (maps™). In: *2018 Joint Propulsion Conference*. [S.l.: s.n.], 2018. p. 4704. Citado na página 57.
- NICHOLAS, A. et al. Spinsat mission overview. 2013. Citado na página 56.
- NOSSEIR, A. E.; CERVONE, A.; PASINI, A. Review of state-of-the-art green monopropellants: For propulsion systems analysts and designers. *Aerospace*, Multidisciplinary Digital Publishing Institute, v. 8, n. 1, p. 20, 2021. Citado 3 vezes nas páginas 38, 39 e 66.
- O'REILLY, D.; HERDRICH, G.; KAVANAGH, D. F. Electric propulsion methods for small satellites: A review. *Aerospace*, Multidisciplinary Digital Publishing Institute, v. 8, n. 1, p. 22, 2021. Citado 12 vezes nas páginas 13, 63, 77, 78, 79, 80, 85, 89, 101, 102, 104 e 108.
- PALMER, K.; LI, Z.; WU, S. In-orbit demonstration of a mems-based micropropulsion system for cubesats. 2016. Citado na página 45.
- Parabolic Arc. *NASA Selects Tethers Unlimited's HYDROS-C Thruster for First PTD CubeSat Mission*. 2018. <<http://www.parabolicarc.com/2018/06/30/nasa-selects-tuis-hydrosc-thruster-ptd-cubesat-mission/>>. Citado na página 51.
- PARKER, J. et al. The preliminary design and status of a hydrazine millinewton thruster development. In: *35th Joint Propulsion Conference and Exhibit*. [S.l.: s.n.], 1999. p. 2596. Citado 2 vezes nas páginas 13 e 38.
- PARKER, K. I. State-of-the-art for small satellite propulsion systems. 2016. Citado 4 vezes nas páginas 67, 97, 98 e 99.
- PEREIRA, P. d. V. et al. Beavercube: Coastal imaging with vis/lwir cubesats. 2020. Citado na página 72.
- PEREZ, A. M.; COLETTI, M.; GABRIEL, S. A micro ppt for nano-satellite applications: Design and experimental results. In: *48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. [S.l.: s.n.], 2012. p. 4279. Citado na página 92.
- PIGEON, C. E. et al. A low power cylindrical hall thruster for next generation microsattellites. 2015. Citado 2 vezes nas páginas 84 e 88.
- POLZIN, K. et al. Performance of a permanent-magnet cylindrical hall-effect thruster. In: *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. [S.l.: s.n.], 2009. p. 4812. Citado na página 87.
- POLZIN, K. A. Comprehensive review of planar pulsed inductive plasma thruster research and technology. *Journal of Propulsion and Power*, v. 27, n. 3, p. 513–531, 2011. Citado na página 91.
- POLZIN, K. A. et al. Performance of a low-power cylindrical hall thruster. *Journal of propulsion and power*, v. 23, n. 4, p. 886–888, 2007. Citado na página 86.
- POPESCU, J. A. et al. Experimental approach regarding the ignition of h2/o2 mixtures in vacuum environment. *Transportation Research Procedia*, Elsevier, v. 29, p. 330–338, 2018. Citado na página 37.

- POTTINGER, S.; KREJCI, D.; SCHARLEMANN, C. Development of a  $\mu$ pt for cubesat applications. In: *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. [S.l.: s.n.], 2008. p. 4532. Citado na página 92.
- PUKNIEL, A. et al. The dynamics and control of the cubesail mission: A solar sailing demonstration. *Advances in Space Research*, Elsevier, v. 48, n. 11, p. 1902–1910, 2011. Citado na página 103.
- RAFALSKYI, D.; AANESLAND, A. A neutralizer-free gridded ion thruster embedded into a 1u cubesat module. In: *International Electric Propulsion Conference*. [S.l.: s.n.], 2017. v. 10, p. 48. Citado na página 79.
- RAITSES, Y. et al. Optimization of cylindrical hall thrusters. In: *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. [S.l.: s.n.], 2007. p. 5204. Citado na página 87.
- RAYBURN, C. D.; CAMPBELL, M. E.; MATTICK, A. T. Pulsed plasma thruster system for microsattellites. *Journal of spacecraft and rockets*, v. 42, n. 1, p. 161–170, 2005. Citado na página 91.
- REID, M. R. et al. Preheating cold gas thruster flow through a thermal energy storage conversion system. *Journal of Propulsion and Power*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 29, n. 6, p. 1488–1492, 2013. Citado na página 48.
- ROBIN, M.; BROGAN, T.; CARDIFF, E. An ammonia microresistojet (mrj) for micro satellites. In: *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. [S.l.: s.n.], 2008. p. 5288. Citado na página 65.
- ROSE, T. S. et al. Optical communications downlink from a 1.5 u cubesat: Ocsd program. In: INTERNATIONAL SOCIETY FOR OPTICS AND PHOTONICS. *International Conference on Space Optics—ICSO 2018*. [S.l.], 2019. v. 11180, p. 111800J. Citado na página 64.
- ROSSI, C. et al. Solid propellant microthrusters on silicon: design, modeling, fabrication, and testing. *Journal of microelectromechanical systems*, IEEE, v. 15, n. 6, p. 1805–1815, 2006. Citado na página 56.
- RYSANEK, F. et al. Microvacuum arc thruster design for a cubesat class satellite. 2002. Citado na página 94.
- SALGADO, M. C. V.; BELDERRAIN, M. C. N.; DEVEZAS, T. C. Space propulsion: A survey study about current and future technologies. *Journal of Aerospace Technology and Management*, SciELO Brasil, v. 10, 2018. Citado 3 vezes nas páginas 55, 101 e 104.
- SARDA, K. et al. Canadian advanced nanospace experiment 2 orbit operations: two years of pushing the nanosatellite performance envelope. In: *ESA small satellites, services and systems symposium*. [S.l.: s.n.], 2010. v. 20. Citado na página 42.
- SAREGO, G. et al. Deployment requirements for deorbiting electrodynamic tether technology. *CEAS Space Journal*, Springer, p. 1–15, 2021. Citado na página 104.
- SATHIYANATHAN, K. et al. Solid propellant microthruster design for nanosatellite applications. *Journal of Propulsion and Power*, v. 27, n. 6, p. 1288–1294, 2011. Citado na página 56.

- SCHARLEMANN, C.; KREJCI, D. Propulsion means for cubesats. 2009. Citado na página 92.
- SCHARLEMANN, C.; TAJMAR, M. Development of propulsion means for microsattellites. In: *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. [S.l.: s.n.], 2007. p. 5184. Citado na página 75.
- SCHÖNHERR, T. et al. Development, production, and testing of the ifm nano feep thruster. In: *36th International Electric Propulsion Conference, Vienna, Austria*. [S.l.: s.n.], 2019. Citado 2 vezes nas páginas 74 e 75.
- SCHROEDER, M.; WOMACK, C.; GAGNON, A. Maneuver planning for demonstration of a low-thrust electric propulsion system. In: *34th Annual Small Satellites Conference*. [S.l.: s.n.], 2020. Citado na página 73.
- SHEEHAN, J. et al. New low-power plasma thruster for nanosatellites. *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2014. Citado na página 98.
- SHEEHAN, J. P. et al. Initial operation of the cubesat ambipolar thruster. *2015 IEEE International Conference on Plasma Sciences (ICOPS)*, 2015. Citado 3 vezes nas páginas 97, 98 e 99.
- SHEETZ, M.; PETROVA, M. *Why in the next decade companies will launch thousands more satellites than in all of history*. [S.l.]: CNBC, 2019. Citado na página 82.
- SILVA, M. A. et al. A review of mems micropropulsion technologies for cubesats and pocketqubes. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 143, p. 234–243, 2018. Citado na página 66.
- SMIRNOV, A.; RAITSES, Y.; FISCH, N. Parametric investigation of miniaturized cylindrical and annular hall thrusters. *Journal of Applied Physics*, American Institute of Physics, v. 92, n. 10, p. 5673–5679, 2002. Citado na página 86.
- SMIRNOV, A.; RAITSES, Y.; FISCH, N. Performance studies of miniaturized cylindrical and annular hall thrusters. In: *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. [S.l.: s.n.], 2002. p. 3823. Citado na página 86.
- SORGENFREI, M.; STEVENSON, T.; LIGHTSEY, G. Considerations for operation of a deep space nanosatellite propulsion system. In: *AAS GN&C Conference*. [S.l.: s.n.], 2016. Citado na página 47.
- SORGENFREI, M.; STEVENSON, T.; LIGHTSEY, G. Performance characterization of a cold gas propulsion system for a deep space cubesat. In: *40th Annual AAS Guidance and Control Conference, Breckenridge, CO*. [S.l.: s.n.], 2017. Citado na página 47.
- Spaceflight101. *Pair of Satellites ejected from ISS for In-Space Navigation Exercise*. 2016. <<https://cutt.ly/GnigzAR>>. Citado na página 45.
- SPANJERS, G. et al. Afrl microppt development for small spacecraft propulsion. In: *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. [S.l.: s.n.], 2002. p. 3974. Citado na página 91.
- SPEKTOR, R. et al. Characterization of a cylindrical hall thruster with permanent magnets. In: *32nd International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany*. [S.l.: s.n.], 2011. p. 11–15. Citado na página 86.

- SPENCER, D. A. et al. The lightsail 2 controlled solar sailing demonstration mission. 2020. Citado na página 103.
- SPORES, R. A. Gpim af-m315e propulsion system. In: *51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*. [S.l.: s.n.], 2015. p. 3753. Citado 2 vezes nas páginas 49 e 50.
- STILTNER, B. et al. Cold gas rcs for the nea scout cubesat. *NASA CP 20170012396, Oct*, 2017. Citado na página 47.
- SZELECKA, A. et al. Liquid micro pulsed plasma thruster. *Nukleonika*, v. 60, 2015. Citado na página 93.
- TAJMAR, M.; GENOVESE, A.; STEIGER, W. Indium field emission electric propulsion microthruster experimental characterization. *Journal of propulsion and power*, v. 20, n. 2, p. 211–218, 2004. Citado na página 74.
- TERHUNE, K. J. et al. Species measurements in the beam of an ionic liquid ferrofluid capillary electrospray source under magnetic stress. In: *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*. [S.l.: s.n.], 2016. p. 4550. Citado na página 76.
- THOMAS, R. et al. Emission characteristics of passively fed electrospray microthrusters with propellant reservoirs. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2017. Citado na página 71.
- THRASHER, J.; MCPHERSON, M. Design and qualification of dssp's cubesat delta-v motor (cdm-1). 2015. Citado na página 57.
- TUMMALA, A. R.; DUTTA, A. An overview of cube-satellite propulsion technologies and trends. *Aerospace*, Multidisciplinary Digital Publishing Institute, v. 4, n. 4, p. 58, 2017. Citado 13 vezes nas páginas 13, 39, 40, 42, 54, 56, 70, 71, 80, 84, 91, 101 e 112.
- USU. *Utah State University: GOX and Nitrox Hybrid Green Rocket System*. 2019. <<https://research.usu.edu/techtransfer/wp-content/uploads/sites/50/2019/03/Hybrid-Green-Rocket-System.pdf>>. Citado na página 60.
- VACCO. *JPL MarCO Micro CubeSat Propulsion System*. 2018. <<https://cubesat-propulsion.com/jpl-marco-micro-propulsion-system/>>. Citado na página 44.
- VACCO. *NASA C-POD Micro CubeSat Propulsion System*. 2021. <<https://cubesat-propulsion.com/reaction-control-propulsion-module/>>. Citado na página 44.
- VERNACCHIA, M. T. *Development of low-thrust solid rocket motors for small, fast aircraft propulsion*. Tese (Doutorado) — Massachusetts Institute of Technology, 2020. Citado na página 57.
- VULPETTI, G.; JOHNSON, L.; MATLOFF, G. L. The nanosail-d2 nasa mission. In: *Solar Sails*. [S.l.]: Springer, 2015. p. 173–178. Citado na página 102.
- WANG, Z.; EUN, Y.; WU, X. Design and demonstration of a micro air-fed magnetoplasmadynamic thruster for small satellites. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 181, p. 482–491, 2021. Citado na página 97.

- WESTON, S. et al. State of the art: Small spacecraft technology. 2020. Citado 3 vezes nas páginas 89, 98 e 109.
- WHITMORE, S. A.; BULCHER, A. M. A green hybrid thruster using moderately enriched compressed air as the oxidizer. In: *2018 Joint Propulsion Conference*. [S.l.: s.n.], 2018. p. 4841. Citado na página 60.
- WHITMORE, S. A. et al. Development of a power efficient, restartable, "green" propellant thruster for small spacecraft and satellites. 2015. Citado na página 60.
- WILBUR, P. J. et al. Emissive membrane ion thruster concept. *Journal of Propulsion and Power*, v. 23, n. 5, p. 1049–1054, 2007. Citado na página 79.
- WOODRUFF, C. et al. Monofilament vaporization propulsion (mvp)-cubesat propulsion system with inert polymer propellant. 2018. Citado na página 68.
- WOODRUFF, C. et al. Development of a fiber-fed pulsed plasma thruster for small satellites. 2019. Citado na página 93.
- XIA, G. et al. Performance optimization of a krypton hall thruster with a rotating propellant supply. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 171, p. 290–299, 2020. Citado na página 84.
- YAGINUMA, K. et al. Aqt-d: Cubesat demonstration of a water propulsion system deployed from iss. *TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES*, v. 18, n. 4, p. 141–148, 2020. Citado na página 64.
- YAMAMOTO, N.; KOMURASAKI, K.; ARAKAWA, Y. Discharge current oscillation in hall thrusters. *Journal of propulsion and power*, v. 21, n. 5, p. 870–876, 2005. Citado na página 83.
- YARNOT, V.; DAWSON, M. B.; MORGAN, O. M. Monopropellant hydrazine thrusters—bringing updated designs to flight. In: *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*. [S.l.: s.n.], 2016. p. 4980. Citado na página 37.
- YEE, T. Msi tacsat-ii lessons learned. 2005. Citado na página 82.
- ZHANG, K.; CHOU, S.; ANG, S. S. Development of a solid propellant microthruster with chamber and nozzle etched on a wafer surface. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, IOP Publishing, v. 14, n. 6, p. 785, 2004. Citado na página 56.
- ZHU, Z. H.; KANG, J.; BINDRA, U. Validation of cubesat tether deployment system by ground and parabolic flight testing. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 185, p. 299–307, 2021. Citado na página 104.
- ZHUANG, T. et al. Micro-cathode arc thruster development and characterization. 2011. Citado na página 94.
- ZHUANG, T. S. et al. Performance characterization of the micro-cathode arc thruster and propulsion system for space applications. In: *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. [S.l.: s.n.], 2010. p. 7018. Citado na página 94.

ZHUMAIEV, Z. S.; SHCHEGLOV, G. A. Operations dynamics analysis of solar thermal propulsion for cubesats. *Advances in Space Research*, Elsevier, v. 64, n. 4, p. 815–823, 2019. Citado na página 47.

ZHURIN, V. V.; KAUFMAN, H. R.; ROBINSON, R. S. Physics of closed drift thrusters. *Plasma Sources Science and Technology*, IOP Publishing, v. 8, n. 1, p. R1, 1999. Citado na página 83.

ZIEMER, J. et al. In-flight verification and validation of colloid microthruster performance. Pasadena, CA: Jet Propulsion Laboratory, National Aeronautics and Space ..., 2018. Citado na página 71.

ZOLOTUKHIN, D. et al. Magnetoplasma dynamic two-stage micro-cathode arc thruster for cubesats. *Plasma Sources Science and Technology*, IOP Publishing, v. 28, n. 10, p. 105001, 2019. Citado 3 vezes nas páginas 94, 95 e 97.

ZONDERVAN, K. et al. Cubesat solid rocket motor propulsion systems providing delta-vs greater than 500 m/s. 2014. Citado na página 58.