

**UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS**

Pedro Ângelo Vaz de Carvalho

**Histórico, Princípios de Funcionamento e Projeto
Preliminar de um Propulsor de Plasma Pulsado para um
CubeSat 6U**

São Carlos

2021

Pedro Ângelo Vaz de Carvalho

**Histórico, Princípios de Funcionamento e Projeto
Preliminar de um Propulsor de Plasma Pulsado para um
CubeSat 6U**

Monografia apresentada ao Curso de Engenharia Aeronáutica, da Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do título de Engenheiro Aeronáutico.

Orientador: Prof. Dr. Hernán Darío Cerón-Muñoz

Coorientador: Prof. Dr. Rodrigo Intini Marques

**São Carlos
2021**

AUTORIZO A REPRODUÇÃO E DIVULGAÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO, POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO PARA FINS DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

C331h Vaz de Carvalho, Pedro Ângelo
Histórico, Princípios de Funcionamento e Projeto Preliminar de um Propulsor de Plasma Pulsado para um CubeSat 6U / Pedro Ângelo Vaz de Carvalho ; Orientador Prof. Dr. Hernán Darío Cerón-Muñoz. Coorientador Rodrigo Intini Marques – São Carlos, 2021.

Monografia (Graduação em Engenharia Aeronáutica) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, 2021.

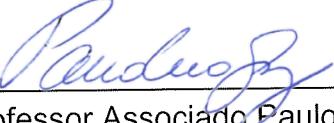
1. Propulsão elétrica.
 2. Propulsor de Plasma Pulsado.
 3. PPT.
 4. Cubesat.
 5. Propulsão.
- I. Cerón-Muñoz, Hernán Darío.
II. Marques, Rodrigo Intini

FOLHA DE APROVAÇÃO
Approval sheet

Candidato / Student: Pedro Ângelo Vaz de Carvalho
Título do TCC / Title : Histórico, Princípios de Funcionamento e Projeto Preliminar de um Propulsor de Plasma Pulsado para um CubeSat 6U
Data de defesa / Date: 21/12/2021

Comissão Julgadora / Examining committee	Resultado / result
Professor Associado Paulo Celso Greco Júnior	Aprovado
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	
Engenheira Jenny Carolina Robledo Asencio	Aprovado
Instituição / Affiliation: Satellogic	

Presidente da Banca / Chair of the Examining Committee:


Professor Associado Paulo Celso Greco Júnior
(assinatura / signature)

AGRADECIMENTOS

Agradeço ao prof. dr. Hernán Darío Cerón-Muñoz pela orientação e apoio ao longo do trabalho e à USP pelo conhecimento e infraestrutura oferecida ao longo da graduação.

Agradeço aos meus pais, meus amigos e minha namorada pelo apoio e incentivo nos momentos difíceis desse ano, que me permitiram continuar com os trabalhos.

Agradeço ao prof. dr. Rodrigo Intini Marques pelo apoio e auxílio técnico e ao INPE por ceder o seu docente para a coorientação neste trabalho.

Agradeço aos grupos extracurriculares que participei e me ensinaram muitas habilidades práticas e de trabalho em equipe.

“A vida se contrai e se expande proporcionalmente à coragem do indivíduo.”

Anaïs Nin

RESUMO

CARVALHO, P. Histórico, Princípios de Funcionamento e Projeto Preliminar de um Propulsor de Plasma Pulsado para um CubeSat 6U. 2021. 59p.
Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2021.

Uma tendência observada nas últimas duas décadas consiste no desenvolvimento de satélites e seus subsistemas cada vez menores para a redução do custo das missões espaciais que possam ser atendidas por esses veículos. Nesse cenário, este trabalho desenvolve o projeto preliminar de um propulsor de plasma pulsado visando atender os requisitos da missão *Biomesat*, que consistem em um *cubesat* 6U de observação florestal nos estágios iniciais de desenvolvimento pelo INPE. O dimensionamento foi realizado com sucesso utilizando-se principalmente dados históricos de propulsores semelhantes e equações semi-empíricas. O propulsor projetado apresenta uma massa de 7% e volume de 13% dos valores totais do *cubesat* 6U de 10kg, com objetivo de corrigir os erros de injeção de órbita do lançador e mantê-la estável pelo período de pelo menos dois anos, contribuindo para o sucesso da missão.

Palavras-chave: Propulsão elétrica. Propulsor de Plasma Pulsado. PPT. Cubesat. Propulsão.

ABSTRACT

CARVALHO, P. History, Working Principles and Preliminary Design of a Pulsed Plasma Thruster for a 6U CubeSat. 2021. 59p. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2021.

The last two decades were marked with the miniaturization trend for satellites and its subsystems, reducing costs in space missions where this is possible. In this scenario, the preliminary project of a pulsed plasma thruster is developed based on the requirements of the mission *Biomesat*, a 6U, forest observation, cubesat, currently under development by a team in INPE. The sizing of the thruster was successfully performed based on historical data and semi-empirical equations. The designed propulsor represents 7% of the mass and 13% of the volume of the expected 10kg 6U Cubesat, aiming to correct orbit injection errors and keep the altitude stable for at least two years, contributing for the success of the mission.

Keywords: Electric propulsion. Pulsed Plasma Thruster. PPT. Cubesat. Propulsion.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Configuração básica de um motor de propelente sólido	24
Figura 2 – Configuração básica de um motor de propelente líquido	25
Figura 3 – Regiões usuais de aplicação de diversos tipos de propulsores elétricos .	30
Figura 4 – Propulsor <i>arcjet</i> com estabilização por vórtice	31
Figura 5 – Exemplo de propulsor eletrostático	32
Figura 6 – Par de grades carregadas para a aceleração dos íons positivos	33
Figura 7 – Esquema simplificado de um propulsor MPD <i>arcjet</i>	34
Figura 8 – Esquema simplificado de um propulsor de efeito Hall	35
Figura 9 – Lançamentos de nanossatélites ao longo dos anos	36
Figura 10 – Esquema simplificado de um propulsor de plasma pulsado (PPT) . . .	37
Figura 11 – Interdependência dos parâmetros no design de um PPT	42
Figura 12 – Fluxo solar F10.7 cm nas últimas 4 décadas	43
Figura 13 – Circuito elétrico simplificado do propulsor	47
Figura 14 – CAD do propulsor desenvolvido no projeto	48
Figura 15 – CAD do propulsor - vista em corte	48
Figura 16 – CAD do propulsor - vista em corte detalhada	49
Figura 17 – Altitude do <i>cubesat</i> ao longo do tempo	50

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Parâmetros de funcionamento de diversos PPT construídos e valores teóricos do trabalho presente	46
Tabela 2 – Massa dos principais componentes do propulsor	49

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CAD	Desenho assistido por computador
GRC	Glenn Research Center
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
NERVA	Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application
PPT	Pulsed Plasma Thruster
PTFE	Politetrafluoretileno (Teflon®)
SMS	Synchronous Meteorological Satellite
USP	Universidade de São Paulo

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	21
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	23
2.1	Tipos de sistemas propulsivos em foguetes	23
2.2	História da propulsão elétrica espacial	26
2.2.1	Principais marcos na propulsão elétrica	28
2.3	Tipos de sistemas propulsivos espaciais elétricos	29
2.3.1	Propulsores eletrotérmicos	29
2.3.1.1	Resistojet	29
2.3.1.2	Arcjet	30
2.3.2	Propulsores eletrostáticos	31
2.3.3	Propulsores eletromagnéticos	33
2.4	Cubesats	35
3	PPT - PRINCÍPIOS DE FUNCIONAMENTO	37
4	DESENVOLVIMENTO	41
4.1	Missão e Requisitos	41
4.2	Dimensionamento do propulsor	42
4.2.1	Estimativa do arrasto e <i>Delta V</i>	43
4.2.2	Estimativa do <i>Impulse bit</i>	44
4.2.3	Estimativa dos parâmetros de energia	45
4.2.4	Impulso específico e área exposta do propelente	45
4.2.5	Parâmetros do propelente e tempo de órbita	46
4.2.6	Círculo elétrico	47
4.3	Resultados e CAD	47
4.4	Desenvolvimentos futuros	51
5	CONCLUSÃO	53
	REFERÊNCIAS	55
	APÊNDICES	57
	APÊNDICE A – CÓDIGOS	59

1 INTRODUÇÃO

O *BiomeSat* consiste em uma missão do INPE que visa contribuir com observações florestais no Brasil, por meio da análise de índices de vegetação, com a coleta de imagens nos espectros visível e infravermelho próximo. Os dados de desflorestamento resultam do total entre distúrbios decorrentes de desmatamentos, secas e queimadas e serão importantes para estatísticas dos estados das florestas brasileiras. Além disso, o satélite funcionará como uma plataforma para a implementação de novas tecnologias em nanossatélites inéditas no país, como a correção e manutenção da órbita por meio de um propulsor elétrico. A missão ainda está nas fases iniciais de desenvolvimento, na qual o projeto conceitual é elaborado.

Dessa forma, o objetivo do presente trabalho é desenvolver o projeto preliminar de um propulsor de plasma pulsado (PPT) dimensionado para um *cubesat* 6U com o objetivo de correção de órbita e compensação de arrasto durante os dois anos de vida dessa missão. Esse projeto é acompanhado de um desenvolvimento teórico e explicação detalhada das decisões tomadas no dimensionamento do propulsor, permitindo que futuros projetos o utilizem como base para entender os princípios do projeto de um PPT básico.

O propulsor será dimensionado de acordo com os requisitos preliminares fornecidos pela equipe do *BiomeSat*. Uma análise adicional do arrasto atmosférico será realizada para comparação com os dados fornecidos e apresentação da metodologia. O dimensionamento e cálculo dos parâmetros de performance do propulsor serão feitos de acordo com as equações semi-empíricas de Guman (1975) e dados históricos de propulsores apresentados em Burton e Turchi (1998). Por fim, os principais componentes do sistema elétrico serão escolhidos e o CAD preliminar do projeto na versão estudantil do SOLIDWORKS® elaborado com objetivos de estimativas de massa e volume e uma melhor visualização do sistema projetado.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 Tipos de sistemas propulsivos em foguetes

A propulsão é definida como um processo capaz de gerar uma força para acelerar um determinado objeto. Essa força se baseia no princípio de ação e reação, onde uma massa é acelerada em sentido oposto ao que se deseja aplicar a força no veículo e, como reação, este é acelerado. Dessa forma, os sistemas propulsivos de foguetes possuem uma peculiaridade em relação à outros sistemas propulsivos, onde a massa acelerada no sentido oposto necessita de estar inteiramente armazenada no próprio veículo. Em sistemas terrestres como carros ou animais, a força aplicada contra o solo tem a reação oposta no objeto. Para peixes e barcos, a massa empurrada consiste na água. Em motores de aviões, o sistema propulsivo de duto ingere ar e acelera-o na direção oposta que se deseja voar. Porém, veículos espaciais, atravessando o vácuo, não possuem matéria externa para acelerar, obtendo todo o empuxo da velocidade de saída do próprio propelente carregado pelo foguete. Essa característica faz com que, no geral, seja necessário mais combustível nesses sistemas para se atingir o mesmo impulso total que em outros sistemas, reduzindo drasticamente a carga paga disponível nos veículos e necessitando de inovações constantes para que o impulso específico seja aumentado, permitindo a expansão da nossa fronteira no espaço.

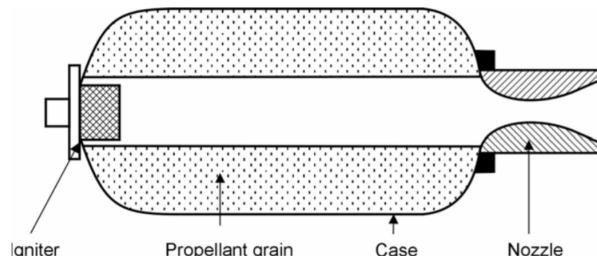
Pelas fórmulas de quantidade de movimento e de energia ($Q = mv$ e $E_c = mv^2$), vemos que a quantidade de movimento fornecida ao foguete é proporcional à massa e velocidade acelerada no sentido oposto, enquanto a energia gasta é proporcional à velocidade ao quadrado. Assim, para propulsores de duto que usam o ar, é possível acelerar uma massa maior de ar a uma velocidade menor, gerando um determinado impulso total com menor gasto energético. Para propulsores espaciais, a massa ejetada é limitada pela massa de propelente, então, para obter-se um maior impulso total, é necessário aumentar a velocidade de ejeção, o que aumenta a energia gasta em uma relação quadrática. Portanto, para a mesma energia gasta em um sistema propulsivo, o de foguetes gera um impulso total significativamente menor.

Ao longo da história, diversos tipos e variações de sistemas propulsivos para foguetes e veículos espaciais foram desenvolvidos na busca de melhor cumprir os requisitos de cada missão com melhores parâmetros de segurança, peso, eficiência, impulso específico e custo. O primeiro desenvolvimento de propulsão de foguetes que se pode encontrar na história data da china antiga com a descoberta accidental da pólvora negra, um dos precursores da propulsão sólida. Seu uso foi ampliado e sendo difundido para o ocidente ao longo dos séculos, porém, suas aplicações se limitaram à propulsão de projéteis, misseis arcaicos e fogos de artifícios (DELUCA, 2017).

A inícios da propulsão sólida como é conhecida hoje pode ser atribuída à criação do primeiro propelente sólido fundível em 1942, por John Parsons, permitindo dar a forma desejada ao grão de propelente na câmara de combustão. A descoberta foi em sequência aprimorada por Charles Bartley usando um polímero de polissulfeto de tiocol que foi usado em um grão com formato estrela para os primeiros mísseis com propelente sólido (HUNLEY, 1999).

O propelente sólido apresenta vantagem em relação ao seu concorrente direto, a propulsão líquida, pela simplicidade do sistema propulsivo, necessitando de forma simples, apenas do ignitor, invólucro, propelente e bocal. Contudo, o propelente sólido, conforme ilustrado na Figura 1, não possibilita um controle em tempo real do empuxo e, uma vez ignitado, a queima ocorre de forma independente até consumir todo o combustível. O formato do interior do grão pode ser modificado para controlar previamente o empuxo ao longo da queima, por exemplo, com a parte central circular, a área exposta de propelente aumenta ao longo da queima, aumentando o empuxo, formatos de estrela podem manter a força propulsiva constante ao longo da queima ou até reduzir, enquanto outros formatos foram desenvolvidos para otimizar outros aspectos.

Figura 1 – Configuração básica de um motor de propelente sólido



Fonte: Kuentzmann (2004)

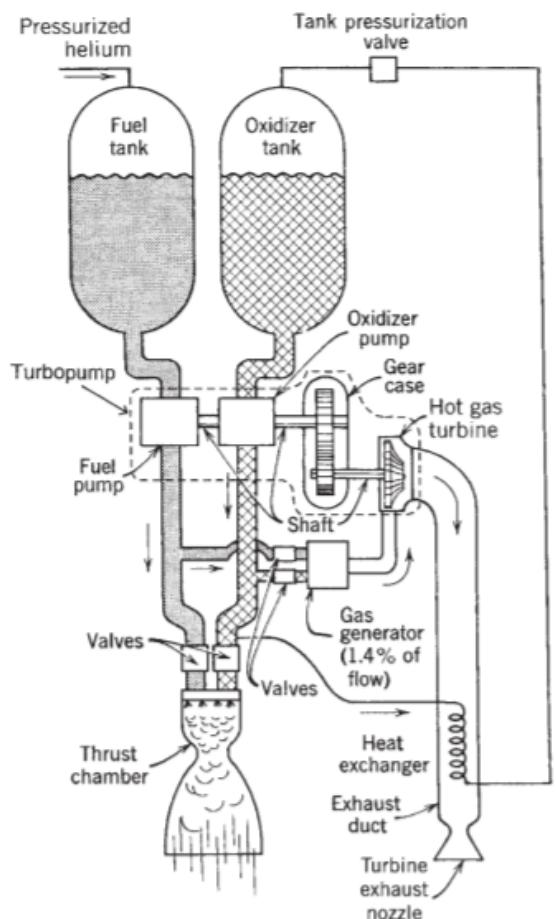
Devido a essa simplicidade e custos mais baixos, os propelentes sólidos são largamente utilizados atualmente em mísseis táticos e estratégicos, competindo apenas com propulsores *ramjet*, e em alguns estágios de foguetes espaciais (KUENTZMANN, 2004).

A data de 1926 foi marcada como a data do voo do que foi considerado o primeiro foguete moderno. Antes dessa data, apenas pólvora era usada para alguns armamentos e foguetes rudimentares, quando Robert Goddard lançou o primeiro foguete com propelente líquido do mundo, dando início a uma nova era de desenvolvimentos na propulsão espacial.

Os foguetes com propelentes líquidos, apesar da sua maior complexidade, foram pioneiros na propulsão espacial, e mantém sua posição até os dias atuais. Isso se dá pois, para um maior empuxo e impulso total, é ideal uma maior temperatura de combustão e uma massa molecular menor do propelente ejetado. Enquanto os propelentes sólidos conhecidos até hoje possuem uma certa limitação de possíveis materiais, fornecendo um

limite não ideal de temperatura de queima e de massa molecular média das partículas, em propelentes líquidos, pode-se usar hidrogênio ou querosene com oxigênio, por exemplo, cujos produtos da queima possuem massa molecular relativamente baixa, permitindo um maior impulso específico. Além disso, propelentes líquidos permitem um certo (porém limitado) controle de empuxo e a capacidade de apagar e reignitar o foguete por meio das válvulas ilustradas na Figura 2, sendo características muito relevantes para os foguetes modernos (SUTTON; BIBLARZ, 2016, p. 695).

Figura 2 – Configuração básica de um motor de propelente líquido



Fonte: Sutton e Biblarz (2016)

Por fim, nos recentes desenvolvimentos de foguetes reutilizáveis e com pouso usando o motor, os propelentes líquidos ganharam uma nova vantagem sobre propelentes sólidos, já que o controle maior sobre o empuxo e a duração de queima é essencial para isso, além de fornecer vantagens para a reutilização, já que o desgaste dos tanques de combustível e até no bocal durante a queima podem ser mínimos caso projetados com esse objetivo.

Uma opção muito estudada durante a guerra fria foi a propulsão nuclear. Nesse sistema, a energia gerada pelo núcleo radioativo é utilizado para se aquecer o propelente à

altas temperaturas, que é ejetado pelo bocal, gerando empuxo. O interesse nesse sistema teve como motivo a alta densidade de energia gerada, sendo da ordem de um milhão de vezes aquela do combustível químico, segundo Rom (1968). Desse modo, enquanto a temperatura do propelente para o segundo é limitado pela energia liberada na reação, a velocidade de ejeção na propulsão nuclear é limitada apenas pela resistência dos materiais e pela arquitetura do sistema. Além disso, segundo o mesmo autor, enquanto as menores massas moleculares ejetadas por propelentes químicos são aproximadamente $8g/mol$, obtidas com uma mistura de hidrogênio e oxigênio, propulsores nucleares podem aquecer apenas hidrogênio como propelente, com massas moleculares de $1g/mol$, o que também contribui no aumento do impulso específico.

O avanço na área de propulsores nucleares aconteceu principalmente entre as décadas de 1950 e 1970 em programas como o Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application (NERVA), americano, e ROVER (Russo). Apesar do potencial para impulsos pelo menos 2 vezes maior que em propelentes químicos, os programas foram encerrados no início da década de 1970 devido à preocupação com risco de acidentes e contaminações da atmosfera com material radioativo em larga escala e o foco dos esforços na propulsão química que já estava consolidada (GUNN, 2001).

2.2 História da propulsão elétrica espacial

Segundo Sutton e Biblarz (2016), a propulsão elétrica tem atraído interesse devido à alta performance, produzindo um determinado empuxo com baixa utilização de propelente (alto impulso específico), entretanto, o alto impulso específico significa alta velocidade de ejeção e, por consequência, alto uso energético. Propulsores elétricos, ao contrário da propulsão química, dependem de uma fonte externa de energia ao invés de usar a energia armazenada no próprio propelente, portanto, seu empuxo é limitado pelas fontes de energia existentes. Essa limitação coloca sua faixa de aplicação atual na compensação de arrasto para manutenção de órbitas e na transição de órbita com longo período de tempo.

As primeiras menções à ideia de propulsores elétricos vêm do caderno de anotações de Robert Hutchings Goddard's (1882–1945) em 1906 e de uma publicação de Konstantin Tsiolkovsky (1857-1935) em 1911, em que os pesquisadores preveem a possibilidade futura da utilização de energia elétrica para acelerar o propelente em altas velocidades, baseando-se nos recentes trabalhos com raio catódicos de J.J. Thomson (MEL'KUMOV, 1965). enquanto Tsiolkovsky acabou deixando as pesquisas em propulsão elétrica de lado devido ao seu baixo conhecimento em eletricidade, o pesquisador americano segue suas pesquisas na área, apresentando 3 patentes, incluindo o primeiro propulsor por aceleração eletrostática de íons, até que, em 1917, ele volta seus esforços para a propulsão química com aplicações militares devido à entrada dos EUA na primeira guerra mundial (CHOUERI, 2004).

A próxima contribuição importante na área se deu por Oberth, um pesquisador

renomado e considerado um dos pais da astronáutica moderna. Enquanto ele não apresenta inovações na área, no seu livro "Caminhos para voos espaciais" Oberth (1929), ele dedica um capítulo à propulsão elétrica espacial, no qual discute sobre as possibilidade de redução de massa em sistemas propulsivos e prevê os possíveis usos para controle de atitude em órbita. Essa análise vinda de Oberth é considerada como um dos fatores contribuintes que impulsionaram as pesquisas nas próximas décadas.

No mesmo período, entre 1929-1933, Valentin Petrovich Glushko (1908–1989) e sua equipe produziram um protótipo de um propulsor eletrotérmico, que é considerado o primeiro propulsor elétrico a ser construído. Após esse avanço, a área entrou em um hiato de 15 anos onde poucas menções de estudos na área podem ser encontradas. Esse hiato acaba no pós guerra, em 1945, com uma publicação de Herbert Radd, em que uma análise inspirada de futuras possibilidades na exploração espacial e a criação do nome *Ion Rocket* marcam uma nova era na propulsão elétrica espacial (CHOUEIRI, 2004).

Em 1949, os físicos L.R. Shepherd e A.V. Cleaver publicam, na quarta edição de uma série de artigos intitulados *The Atomic Rocket*, uma análise mais profunda sobre a viabilidade de propulsores elétricos, apontando, quase uma década antes do sputnik ser lançado, que em uma situação de vácuo, a massa do equipamento para gerar uma baixa aceleração fornecida por propulsores elétricos se torna viável e até vantajoso em relação à propulsores químicos. Eles estabelecem que propelentes com alto peso molecular são preferíveis no sentido de evitar a necessidade de altas correntes e reconhecem a necessidade de neutralização da pluma para evitar o acúmulo de cargas na espaçonave. Entretanto, acabam por concluir que os gastos energéticos seriam proibitivos ao analisar uma aceleração de $0.01g$ com velocidade de exaustão de $100km/s$ (SHEPHERD; CLEAVER, 1949). Felizmente, dois anos depois, mesmo sem conhecimento do estudo anterior, o pioneiro astrofísico Lyman Spitzer, concluiu que os propulsores elétricos seriam viáveis a partir dos mesmos princípios calculados anteriormente, porém considerando acelerações e velocidades de exaustão menores e mais realistas (JR, 1952). Além disso, Spitzer foi o primeiro a fazer o projeto preliminar com os parâmetros gerais de um propulsor de íons.

Entre 1954 e 1956, Ernst Stuhlinger publica 3 artigos com uma profundidade de análise e detalhes muito acima dos anteriores, apresentando regras de design e otimização e novas ideias. Ele apresenta e demonstra a importância do conceito de potência específica na propulsão elétrica, calcula a velocidade de exaustão ideal em uma determinada missão e mostra que a proporção de carga por massa de exaustão deve ser o mínimo possível para reduzir o tamanho do feixe, entre outros. Essa série de artigos marca o fim da era em que foram feitos estudos conceituais e de viabilidade dos propulsores elétricos e o começo da era de desenvolvimentos dos projetos (CHOUEIRI, 2004).

Durante as próximas 3 décadas, desenvolvimentos na propulsão elétrica ocorreram com os primeiros testes e aplicações em satélites nos EUA e na URSS. Porém, sua evolução

foi mais lenta que o previsto e seu uso não se tornou comum fora de pesquisas ou satélites protótipos até a década de 90, devido a alguns fatores como o conservadorismo na área, alto tempo para desenvolvimento de projetos e a dificuldade de gerar altas potências elétricas em órbita.

2.2.1 Principais marcos na propulsão elétrica

Na década de 60, testes e desenvolvimento de propulsores iônicos se iniciaram no *NASA Glenn Research Center (GRC)*, as seguintes informações de avanços nesse centro tecnológico fora retiradas de Patterson e Sovey (2013).

Em relação a propulsores iônicos, seu funcionamento foi demonstrado já em 1960 no GRC, com ionização por bombardeamento de elétrons, permitindo os primeiros voos desse tipo de propulsores em 1964 na sonda SERT-I e em 1970 a bordo da SERT-II. Entre 1970 e 1982, propulsores de mercúrio foram desenvolvidos e testados em conjunto com *Hughes Research Laboratories*. Em 1979 foram realizados testes em solo de propulsores elétricos com energia solar e em 1980 sistemas de propulsores iônicos auxiliares estavam completamente desenvolvidos para voo.

Em 1964, também foram realizados os primeiros testes de validação do propulsor por *magnetoplasmadynamic* (MPD) com subsequente contrato entre o GRC e as empresas AVCO, EOS e Giannini Scientific para adicionais pesquisas e desenvolvimentos. em 1969, um MPD de $30kW$ foi testado com sucesso pela *McDonnell-Douglas* em contrato com GRC. Apesar dos desenvolvimentos desse propulsor terem começado cedo, até a data presente poucos testes em voo foram realizados e seu uso como propulsor primário em satélites não se mostrou vantajoso em relação a outros sistemas. Os propulsores de plasma pulsado, objetivo desse trabalho, acabaram tendo sua estreia no GRC somente em 1996 com o desenvolvimento de um propulsor para controle de atitude utilizado no satélite EO-1 em 2000. Porém, esses propulsores já haviam sido utilizados no país, em 1968 à bordo do LES-6 (Lincoln Experimental Satellite), 1974 no SMS (Synchronous Meteorological Satellite) e em 3 satélites do *TRANSIT navigation satellite system* em 1981 (BURTON; TURCHI, 1998).

Propulsores eletrotérmicos, os mais simples propulsores elétricos, tem seu início no GRC em 1963, com o desenvolvimento de propulsores *arcjet* de $1kW$ e $30kW$ em conjunto com as empresas AVCO e Giannini Scientific. Em 1965, foram projetados resistojets de amônia de $10W$ para controle de atitude, que acabaram por voar nos satélites ATS III e IV.

Ao mesmo tempo que pesquisadores americanos buscavam desenvolver sua propulsão elétrica, principalmente no GRC, os russos também desenvolviam projetos avançados na área, passando os americanos em determinados tipos de propulsores.

Os russos foram responsáveis pelo primeiro voo de um propulsor elétrico em uma sonda (não somente para testes), ainda em 1964, com um PPT usado no controle de atitude da missão Zond 2. Apesar do seu voo pioneiro, as pesquisas nesse propulsor reduziram de intensidade no país nas próximas décadas em prol de sistemas com maior impulso específico e eficiência.

2.3 Tipos de sistemas propulsivos espaciais elétricos

Nos itens a seguir, estão apresentados de forma breve os principais tipos de propulsores elétricos para contextualização e melhor entendimento de suas aplicações, auxiliando na justificativa do presente trabalho.

2.3.1 Propulsores eletrotérmicos

Segundo Jahn (2006, p. 90) "Os propulsores eletrotérmicos abrangem todas as técnicas onde um gás propelente é aquecido eletricamente e então acelerado por um bocal para converter sua energia térmica em um jato de energia cinética". Sendo assim, esses propulsores são geralmente os de mais simples concepções, baseando-se no mesmo princípio de aceleração do propelente em combustão química e sólida por expansão térmica em um bocal. Pela sua simplicidade e relativo alto impulso específico quando comparado com propulsores de gás frio e pequenos propulsores químicos, esses propulsores possuem uma série de possíveis aplicações. Entretanto, na maioria dos designs, a velocidade de exaustão é limitada pela temperatura que os materiais refratários da câmera de aquecimento e o bocal suportam, limitando o seu impulso específico máximo em aproximadamente 1000s.

Dessa forma, em aplicações que necessitem de um uso ainda menor de combustível para atingir uma determinada velocidade ou órbita (maior impulso específico) é necessário voltar-se para propulsores elétricos com outros princípios físicos. .

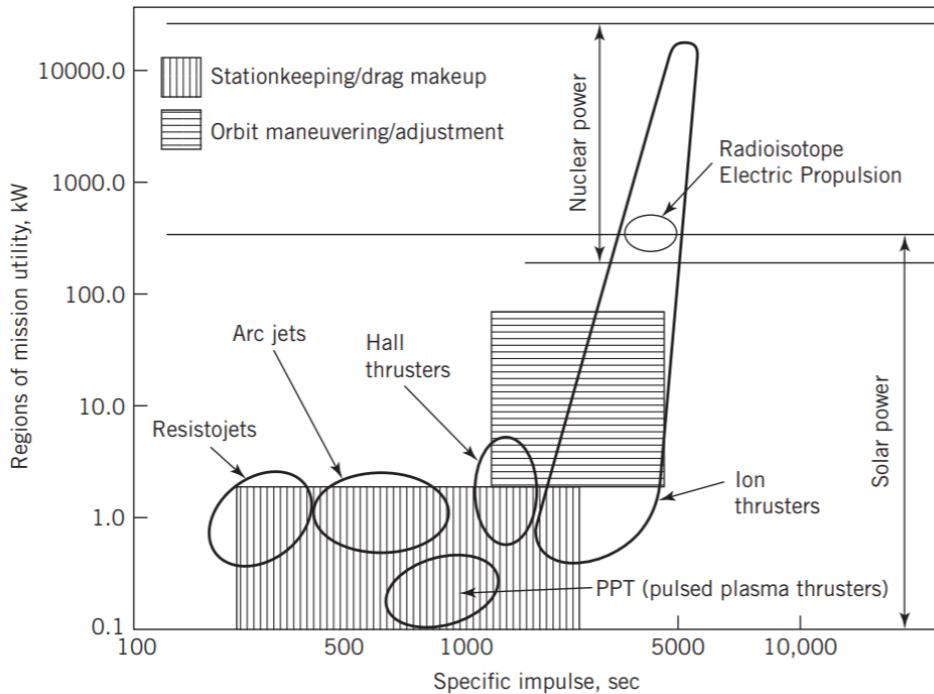
2.3.1.1 Resistojet

Serão discutidos os propulsores *resistojet* e *arcjet* a seguir. Os propulsores por excitação de alta frequência também se enquadram nessa categoria, mas por serem relativamente novos e pouco utilizados serão omitidos da discussão

Os *Resistojet* são os tipos mais simples de propulsores elétricos. O gás liberado pelo tanque de armazenamento é aquecido por um resistor refratário e então é expandido e acelerado no bocal.

Esses propulsores são bastante versáteis, já havendo sido testados com fontes AC e DC, diferentes níveis de tensão e potências variando de 1W até 60kW. A sua possibilidade de utilizar vários propelentes diferentes com o mesmo propulsor já foi considerado como vantajoso para propulsar longas missões espaciais tripuladas, podendo-se utilizar os resíduos

Figura 3 – Regiões usuais de aplicação de diversos tipos de propulsores elétricos



Fonte: Sutton e Biblarz (2016)

(por exemplo H_2O e CO_2) como propelente e reduzindo-se a massa do foguete dedicada a isso (BURTON; TURCHI, 1998). Todavia, a temperatura dos resistores é limitada em aproximadamente $2700K$, limitando a velocidade de exaustão e impulso específico na faixa de $300s$.

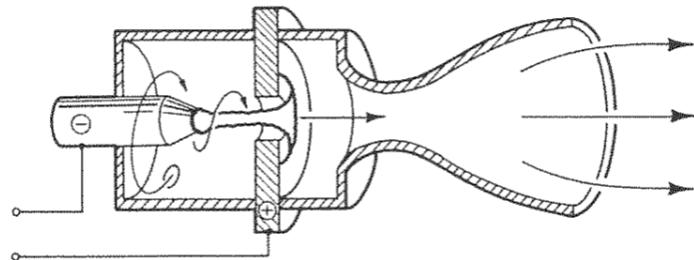
2.3.1.2 Arcjet

O propulsor *arcjet* vem como uma certa evolução em relação ao *resistojet* em termos de impulso específico para propulsores eletrotérmicos. Ao aquecer o gás por meio de uma descarga elétrica, é possível superar parcialmente as limitações de temperatura de materiais do *resistojet*, obtendo temperaturas do gás no centro do tubo muito acima das temperaturas na parede. Assim, é possível obter um grande salto em impulso específico (SUTTON; BIBLARZ, 2016).

Apesar do seu simples princípio de funcionamento, esse propulsor apresenta diversas complicações a serem consideradas, havendo sido necessárias décadas de pesquisas e testes para aprimorar os modelos existentes para aplicações práticas. Ainda de acordo com Sutton e Biblarz (2016), a primeira dificuldade diz respeito à erosão e vaporização dos eletrodos com as descargas elétricas, que precisam ser desenvolvidos com os melhores materiais disponíveis e ter um grande controle das temperaturas e descargas envolvidas para evitar desgaste prematuro.

Outro problema que tornava esse propulsor proibitivamente ineficiente no início dos desenvolvimentos consiste na dificuldade de aquecer o gás uniformemente e na instabilidade do arco voltaico. Os primeiros protótipos usavam um catodo cônico com anodo anelar, uma câmara para mistura e uniformização da temperatura do gás seguido pelo bocal para aceleração. A estabilização do arco elétrico era feita através da circulação em vórtice do gás suprido ao sistema, como pode ser ilustrado na Figura 4.

Figura 4 – Propulsor *arcjet* com estabilização por vórtice



Fonte: Jahn (2006)

Com o interesse nesses propulsores, muitas pesquisas e protótipos foram desenvolvendo melhor os sistemas, com novos eletrodos, reduções no tamanho da câmara de mistura e do bocal, levando a sistemas com melhores impulsos específicos e algumas aplicações práticas para manutenção e até mudança de órbita (AUWETER-KURTZ *et al.*, 1996). Porém, esses propulsores ainda possuem um baixo impulso específico em relação a outros conceitos de propulsores elétricos, além de uma eficiência energética inferior à 50%; assim, ele não se tornou um dos favoritos em nenhuma aplicação atual de propulsores elétricos espaciais.

Arcjets e *resistojets* também buscaram formas de melhorar a sua eficiência e impulso específico com a escolha de diferentes propelentes, como a hidrazina, um propelente que libera energia em sua decomposição. Assim, o gás entra na câmara de aquecimento já pré aquecido, reduzindo a energia necessária para atingir a temperatura final desejada. Porém, essa solução é de difícil aplicação pois pode acabar agravando problemas de erosão no bocal e na câmara do arco voltaico. Um exemplo de propulsor arcjet com hidrazina opera no satélite GOES-R da NASA e NOAA (SUTTON; BIBLARZ, 2016).

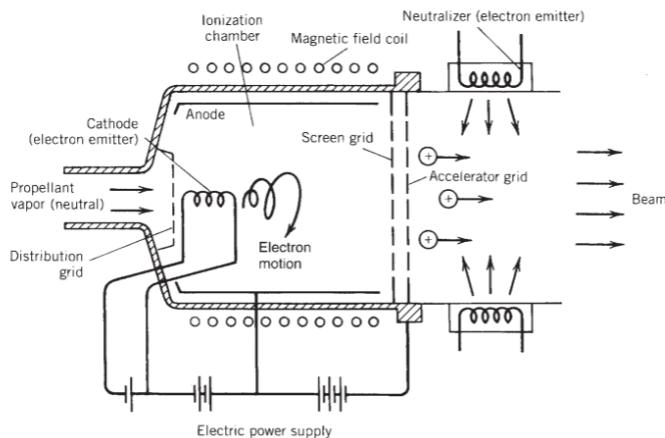
2.3.2 Propulsores eletrostáticos

Os propulsores eletrotérmicos apresentam um limite relativamente baixo de impulso específico relacionado diretamente ao limite de temperatura dos materiais, já que a aceleração do gás é baseada principalmente na sua expansão térmica, e as suas superfícies sólidas (eletrodos, resistores) necessitam de aquecer ou pelo menos resistir as temperaturas de operação. Propulsores eletrostáticos e eletromagnéticos aceleram o gás diretamente,

não necessitando diretamente da alta temperatura e expansão térmica para tal, permitindo velocidades de exaustão e impulsos específicos muito superiores aos observados nos eletrotérmicos.

Os propulsores eletrostáticos, como ilustrado na Figura 5 se baseiam na força de Coulomb para acelerar partículas carregadas através de um campo elétrico. Compostos principalmente por uma fonte de gás através de uma câmara ionizante e que remove elétrons, com um conjunto de grades com um grande campo elétrico para acelerar os íons positivos e subsequentemente um emissor de elétrons para descarregar a pluma de exaustão e impedir o acúmulo de cargas na espaçonave (JAHN, 2006).

Figura 5 – Exemplo de propulsor eletrostático



Fonte: Sutton e Biblarz (2016)

Sutton e Biblarz (2016, p. 639) divide ainda os propulsores eletrostáticos em 3 principais categorias no quesito de geração dos íons.

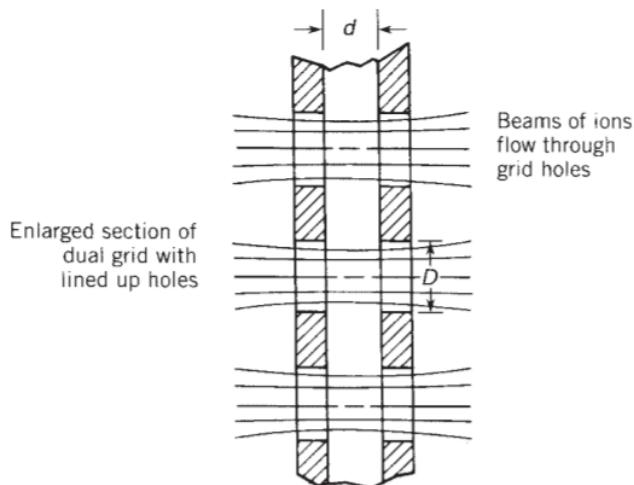
- Os propulsores por bombardeamento de elétrons produzem os íons positivos ao bombardear o gás ou vapor com elétrons emitidos por um catodo aquecido. Esses elétrons são forçados a uma trajetória espiral por um campo magnético externo, o que aumenta suas chances de colisão com os átomos gerando novos íons. Os íons, por sua vez, acabam passando por duas grades com cargas opostas que geram um grande campo magnético no sentido de acelerar os íons positivos, com posterior emissão de elétrons para neutralizar a pluma. Esses são os propulsores eletrostáticos mais estudados e utilizados, cuja representação pode ser vista na Figura 5
- Nos propulsores por emissão de campo, os íons positivos são obtidos de uma fonte de metal líquido fluindo por tubos capilares submetidos a altas densidades de tensão. Metais como césio e Índio, nessas condições, produzem íons que fluem diretamente para a região de aceleração. Esses propulsores já foram qualificados para o espaço

e podem possuir impulsos específicos de até 9000s, sendo considerados como uma alternativa viável para micro propulsores.

- Propulsores coloidais (ou electrospray) utilizam líquidos iônicos passando por tubos capilares submetidos a uma diferença de potencial. Esse design faz com que um cone de micro partículas carregadas seja liberado do tubo capilar, podendo estas serem aceleradas por um campo elétrico adicional. O interesse no uso do electrospray como propulsor eletrostático é recente, com as principais pesquisas datando das duas últimas décadas e o seu primeiro uso em uma missão espacial em 2019 à bordo do LISA Pathfinder da ESA (MILHOMEM; MARQUES, 2019)

A aceleração desses íons geralmente é feita através de um par ou trio de grades carregadas eletricamente e com furos alinhados, de forma a gerar um campo elétrico que acelera as partículas que se aproximam. Essas grades são exemplificadas na Figura 6.

Figura 6 – Par de grades carregadas para a aceleração dos íons positivos



Fonte: Sutton e Biblarz (2016)

Por fim, os íons positivos sendo expelidos do propulsor correspondem a uma grande perda de carga positiva na espaçonave, o que causaria um rápido acúmulo de cargas negativas, afetando ou até neutralizando o empuxo após um determinado tempo com a interação entre essas cargas e os íons positivos ejetados. Assim, um neutralizador é empregado após as grades de aceleração, liberando elétrons no feixe de íons positivos, neutralizando-o e impedindo o acúmulo de cargas.

2.3.3 Propulsores eletromagnéticos

A última classe de propulsores elétricos consiste nos propulsores eletromagnéticos. O seu princípio de funcionamento conta com a força que surge ao se aplicar um campo magnético perpendicular à corrente elétrica passando pelo gás na câmara de aceleração

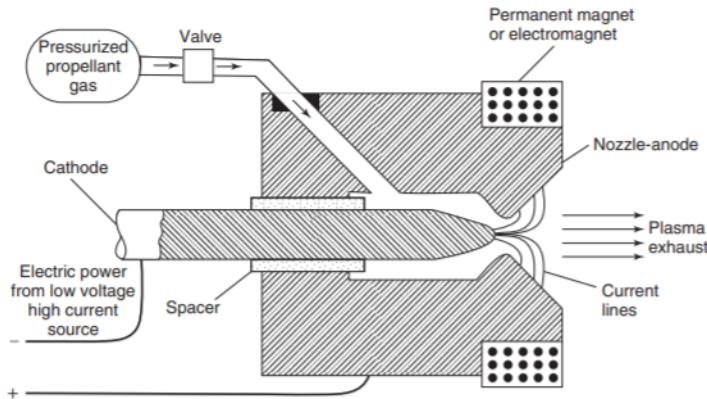
do propulsor. O gás no estado de plasma, geralmente obtido por descargas elétricas, é utilizado para que seja possível a passagem de corrente elétrica no propelente.

Esses propulsores possuem a vantagem de gerar uma pluma de exaustão eletricamente neutra, sem a necessidade de dispositivos adicionais para evitar o acúmulo de cargas na espaçonave. Além disso, essa classe de propulsores possuem o potencial de gerar densidades de potência muito superiores ao propulsor eletrostático, o que é um parâmetro muito relevante para a redução da massa do propulsor.

Apesar da grande variação de características que esses propulsores podem assumir, é possível dividi-los nos 3 principais tipos que foram mais pesquisados e desenvolvidos ao longo da história.

O magneto-plasma-dynamic (MPD), modelo estudado desde cedo pelos EUA no GRC, se baseia em uma liberação em regime estacionário de propelente que é atravessado por um arco elétrico, de forma similar ao arcjet. Porém, um campo magnético externo atravessa o plasma em direção perpendicular à corrente aplicada, acelerando ainda mais o gás aquecido pela corrente.

Figura 7 – Esquema simplificado de um propulsor MPD arcjet



Fonte: Sutton e Biblarz (2016)

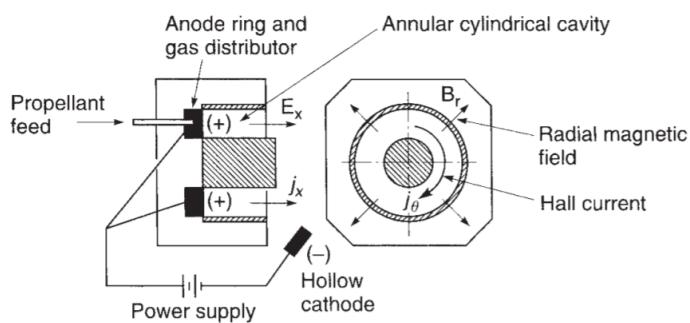
Uma esquemática simples de um propulsor MPD arcjet pode ser visualizada na Figura 7. Esse tipo de propulsor é interessante em relação ao PPT pela capacidade de gerar maiores empuxos, já havendo sido testado em diversas ocasiões pela Rússia e Japão. Porém, devido à grande erosão dos eletrodos e do bocal, componentes elétricos pesados e relativa baixa eficiência, eles não se tornaram amplamente difundidos Sutton e Biblarz (2016).

O *Pulsed Plasma Thruster* (PPT), ou Propulsor de Plasma Pulsado, é o mais simples propulsor eletromagnético, operando com um campo magnético auto induzido e propelente armazenado na forma sólida, dispensando os complexos e pesados aparelhos necessários

para eletroímãs e armazenamento de gás pressurizado com sistema de alimentação. Seu funcionamento é apresentado no próximo capítulo.

Por fim, foram desenvolvidos os propulsores eletromagnéticos que utilizam do efeito Hall em seu funcionamento. Esses propulsores possuem uma faixa de aplicação muito prática para a propulsão espacial, como pode ser visto na Figura 3, se encaixando tanto em manobras e ajustes de órbita quanto para compensação de arrasto. Além disso, esses propulsores possuem uma boa eficiência de funcionamento, o que o levou a ser utilizado com sucesso em diversas missões ao longo da história.

Figura 8 – Esquema simplificado de um propulsor de efeito Hall



Fonte: Sutton e Biblarz (2016)

O efeito hall se torna significante quando a densidade do plasma se torna suficientemente baixa ou os campos magnéticos altos, e pode ser observado com uma tensão que aparece perpendicular ao campo aplicado. A corrente de Hall que surge, imersa no campo magnético aplicado externamente, leva à aceleração desejada do propelente. Exemplificado na figura 8, é possível ver o campo elétrico e magnético aplicados E_x e B_r respectivamente. A corrente j_θ por sua vez, que surge a partir do efeito Hall, interage com o campo magnético radial, acelerando o propelente a partir da força de Lorentz $F = j_\theta B_r$.

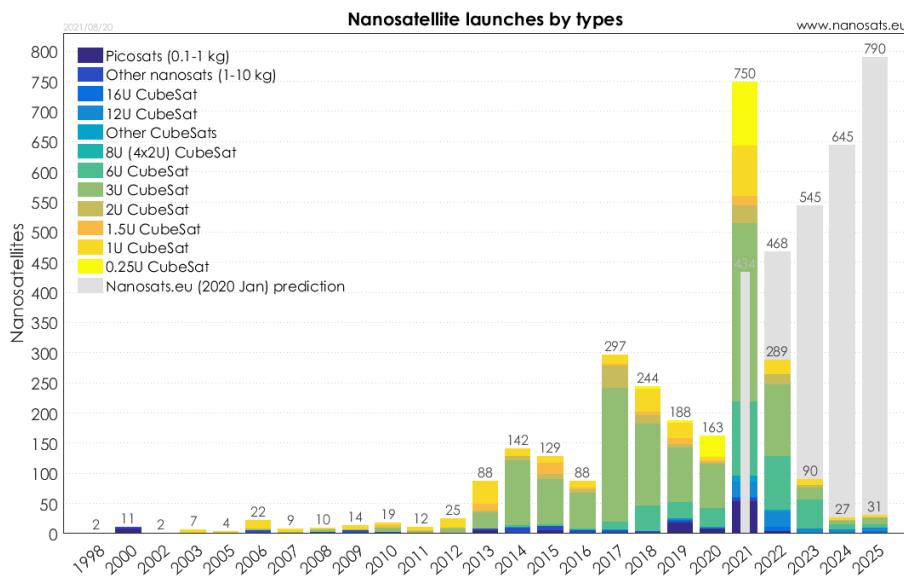
2.4 Cubesats

Tradicionalmente, todos os satélites lançados consistem em aparatos grandes e sofisticados, com custos acessíveis somente à poucas empresas e agências governamentais. Porém, avanços recentes nas tecnologias que permitem a miniaturização de diversos componentes e subsistemas, impulsionaram a possibilidade de veículos menores e de custo reduzido.

Diversas missões que necessitam de instrumentos maiores e mais complexos, como telecomunicações de alta potência e fornecedores de internet, telescópios e diversos tipos de sensores, dentre outros, ainda necessitarão de veículos de grande porte. Entretanto, missões que antes eram realizadas em conjunto em um único veículo para reduzir custo

de lançamento e dos sistemas da plataforma, agora começam a ver a oportunidade de lançamentos individuais. Umas das principais tendências que reduzem custos nos *cubesats* consiste na padronização em diversos aspectos, como no *deployer*, componentes comerciais que reduzem tempo e mão de obra no design e no lançador que permite dezenas ou centenas de *cubesats* lançados concomitantemente (VILLELA *et al.*, 2019).

Figura 9 – Lançamentos de nanossatélites ao longo dos anos



Fonte: Baseado no diagrama de Nanosats Database (2021)

Começando apenas como uma ferramenta educacional e plataforma para demonstração de tecnologia, os designs de *cubesats* rapidamente evoluíram como uma alternativa de baixo custo em missões científicas relevantes e até com alto valor comercial (POGHOSYAN; GOLKAR, 2017). Como pode ser observado na figura 9, mais de mil nanossatélites foram lançados na última década, com um aumento expressivo observado em 2021 e nas previsões para os próximos anos. Além disso, de acordo com informações na Nanosats Database (2021), aproximadamente metade dos lançamentos constituem em empresas privadas, além de um número expressivo de lançamentos militares e de agências espaciais, o que mostra mais uma vez o valor desses veículos para realizar missões de relevância no cenário aeroespacial.

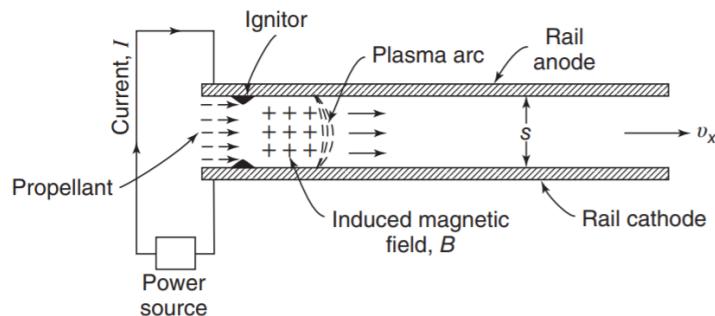
Com o grande aumento no número de lançamentos, algumas missões mais longas e com instrumentos de precisão, com necessidade de ajuste ou manutenção de órbita, começaram a surgir, principalmente com veículos 6U ou maiores. Portanto, faz-se necessário o desenvolvimento ou adaptação de sistemas de propulsão de baixo peso, custo e gasto energético que possam atuar nesses veículos, contribuindo para que cada vez mais missões possam se beneficiar dessa tecnologia.

3 PPT - PRINCÍPIOS DE FUNCIONAMENTO

Os princípios de funcionamento do propulsor de plasma pulsado apresentados a seguir são principalmente baseados na principal literatura sobre o assunto, Burton e Turchi (1998), com exceção das informações nas quais outros autores são mencionados.

Segundo SOLBES, Thomassen e VONDRA (1970), o PPT tem seu funcionamento baseado em um circuito RLC fechado pelo arco de plasma gerado pela descarga elétrica. O campo magnético gerado pelo próprio circuito incide sobre o plasma perpendicular à direção da corrente no plasma, acelerando o propelente pelo princípio de Lorentz. Um grande diferencial desse propulsor é o uso de propelente na forma sólida, que é sublimado com a energia liberada pela descarga elétrica, liberando o propelente na forma de gás ou plasma para ser acelerado, dispensando o complexo sistema de armazenamento e fornecimento de propelente diretamente na forma gasosa. Além disso, como a grande maior parte da velocidade obtida no propelente vem diretamente da interação eletromagnética, esses propulsores geralmente dispensam o uso de bocais para a expansão térmica do gás, já que este contribui pouco para o empuxo total.

Figura 10 – Esquema simplificado de um propulsor de plasma pulsado (PPT)



Fonte: Sutton e Biblarz (2016)

Apesar da sua baixa eficiência, esse foi o primeiro propulsor elétrico a ser utilizado no espaço além de ser selecionado para várias missões nas décadas de 60 e 70. Esse sucesso inicial se deu principalmente pela simplicidade, robustez, baixo custo e alta velocidade de desenvolvimento. Apesar da redução em seu uso com o desenvolvimento de propulsores mais eficientes, desenvolvimentos recentes em capacitores renovou o interesse no PPT para micropropulsão e controle de altitude, já que a sua característica pulsante permite um controle preciso do impulso total aplicado pelo propulsor, controlando-se a quantidade de pulsos com impulso conhecido (RAYBURN; CAMPBELL; MATTICK, 2005).

Conforme explicado e exemplificado com a Figura 10, a configuração do PPT básico é relativamente simples, acelerando o plasma por meio da força de Lorentz entre a

corrente em pulsos fornecidos pelo capacitor e o campo magnético autoinduzido. Porém, ao contrário do que seu princípio simples indica, esse propulsor possui dinâmicas complexas de funcionamento e dificuldades que precisam ser superadas para que sua performance seja aceitável.

A dificuldade do design se inicia no mesmo ponto em que o arco voltaico, no gerador de fagulhas. O ignitor é responsável por fornecer uma descarga elétrica inicial que tem como objetivo a sublimação superficial da barra de teflon, liberando o gás que é em sequência ionizado e transformado em plasma pelo arco voltaico principal que se inicia nesse momento, o que sublima o restante do propelente do pulso e o acelera. Segundo Burton e Turchi (1998), além dos problemas usuais de erosão e desgaste por sublimação do ignitor, sua posição ideal é de difícil modelagem, devendo geralmente ser definida empiricamente para cada modelo de PTT desenvolvido. Além disso, apesar da energia e massa envolvidos nessa descarga inicial serem pequenas quando comparadas à descarga principal, variações na tensão e na superfície do ignitor podem variar o impulso total de cada pulso, prejudicando a constância do propulsor e precisão no controle de altitude, por exemplo.

A descarga principal se inicia próximo à superfície do propelente, onde a fagulha do ignitor liberou uma quantidade inicial de gás. Essa descarga libera energia adicional ao propelente para a sublimação de mais propelente que participa na descarga principal. À medida que o propelente se move em direção ao bocal, o arco voltaico segue o plasma, acelerando-o ainda mais. Esse arco voltaico, porém, apresenta muitas complicações que dificultam simulações fidedignas e afetam a eficiência da propulsão.

Quando a descarga se inicia, com correntes e pressões baixas, o arco apresenta características filamentares, passando apenas pelas regiões mais aquecidas e com maior condutividade do gás. O arco apenas se torna difuso após um período de tempo quando a corrente aumenta. Os arcos filamentares geram instabilidades e não linearidades na corrente e temperatura que dificultam ainda mais a simulação desses fluxos. Além disso, o aquecimento e sublimação da barra de propelente pelo arco voltaico, não ocorre de forma uniforme ao longo da superfície, com as maiores taxas observadas inicialmente próximo ao centro da barra, gerando uma concavidade indesejada na barra.

Um fenômeno negativo que pode ocorrer ao longo da ablação da barra de propelente é a carbonização, onde a superfície do material se transforma parcialmente em derivados de carbono, formando uma camada protetora que impede a sublimação do material subsequente. No teflon®, esse fenômeno ocorre principalmente quando a energia de pulso por área exposta de propelente é muito baixa e não sublima o material na quantidade necessária, permitindo a formação da camada carbonizada. Esse é um dos principais motivos para o uso do teflon® como propelente, uma vez que outros plásticos testados, como polietileno, acabam carbonizando sua superfície com muita facilidade.

A descarga elétrica pode se propagar no plasma em dois modos distintos; no primeiro modo, a superfície do propelente está liberando material condutor suficiente para que a descarga se mantenha colada à sua superfície, dando continuidade à ablação da barra de propelente até que o segundo modo se inicie. No segundo modo, a descarga segue o plasma em alta velocidade, acelerando-o ainda mais ao longo do tubo (BURTON; TURCHI, 1998). Com essas dinâmicas, é intuitivo perceber que uma parte significativa do plasma expulso pelo propulsor não faz parte da onda que caminha junto ao arco voltaico, porção que efetivamente sofre a aceleração eletromagnética. Uma parte significativa do gás, principalmente a parte que evapora da superfície quente da barra de propelente após a aceleração do plasma com o arco voltaico, acaba sendo expulsa apenas por expansão térmica com velocidade significativamente menor, o que ainda é agravado pela ausência de um bocal nesses propulsores. Assim, uma parte da massa não é acelerada à velocidade esperada, reduzindo o impulso específico do PPT.

A descarga elétrica é geralmente gerada por um capacitor, já que o suprimento de energia é dificilmente potente o suficiente para fornecer o pico de corrente necessário, em um circuito que se comporta similar ao RLC. Conforme demonstrado por Jahn (2006), para um PPT padrão, a obtenção do circuito RLC correspondente superamortecido necessitaria de capacitores com dimensões inviáveis. Assim, a descarga se comporta de forma oscilatória, invertendo a direção geralmente antes da ejeção completa do propelente em cada pulso. A princípio, a inversão da corrente e do campo magnético mantêm a força de Lorentz no mesmo sentido, não causando problemas de reversão na força e perda de energia. Porém, além da redução natural do impulso total que essa oscilação causa nos momentos em que a corrente está mais baixa, um outro problema pode surgir. Geralmente, ao invés da reversão ocorrer na principal massa em aceleração, uma nova descarga se inicia próximo ao propelente, cortando a corrente da massa principal de propelente; esse gás residual também se acelera, porém com menos massa para a manutenção correta do arco voltaico, gerando pouco empuxo adicional.

Segundo Burton e Turchi (1998), a dinâmica de liberação de massa no propulsor leva a diversas dificuldades tanto em cálculos teóricos e simulações quanto na sua otimização. Apesar da principal massa liberada vir da sublimação da barra de propelente, fontes de massa não uniformes também existem, como macro partículas liberadas pelo próprio propelente e erosão do ignitor e eletrodos. Além disso, essas partículas, incluindo as advindas da sublimação do propelente, não são liberadas de uma vez com a descarga principal, podendo vir da sublimação atrasada ou de descargas secundárias. Todas essas dinâmicas são muito difíceis de serem previstas por modelos ou de serem medidas empiricamente, utilizando-se tradicionalmente para os projetos preliminares dados experimentais mais gerais, como perda de massa e impulso por joule na descarga. Diversos estudos foram e são conduzidos para uma compreensão mais profunda na dinâmica da liberação de massas, permitindo melhores simulações e otimizações, e podem ser relevantes em um projeto

completo.

No desenvolvimento do projeto preliminar de um propulsor elétrico, é importante se conhecer as principais definições e equações que o definem. Diversos são os parâmetros utilizados para medir as vantagens que um propulsor elétrico possui para determinadas aplicações, e seus valores são essenciais no design de um propulsor otimizado na missão em questão e na estimativa de sua performance durante operação.

Nesse sentido, são apresentadas as seguintes parâmetros relevantes para propulsores em geral, retirados do livro de referência Sutton e Biblarz (2016):

O impulso total que se refere à variação da quantidade de movimento total

$$I_t = \int_0^t F dt \quad (3.1)$$

O impulso específico é a relação entre o impulso produzido por unidade de peso de combustível utilizado, e representa uma medida muito importante de performance para propulsores espaciais.

$$I_s = \frac{\int_0^t F dt}{g_0 \int_0^t \dot{m} dt} \quad (3.2)$$

A equação clássica de foguetes, ou equação de Tsiolkovsky, relaciona a variação de velocidade gerada no veículo com a massa total e de propelente e o impulso específico.

$$\Delta v = v_e \ln \frac{m_0}{m_f} = I_{sp} g_0 \ln \frac{m_0}{m_f}, \quad (3.3)$$

onde v_e é a velocidade de exaustão efetiva do propelente.

O equacionamento semi empírico utilizado no design do propulsor será apresentado ao longo do desenvolvimento do projeto.

4 DESENVOLVIMENTO

Nesse capítulo é apresentada a missão para a qual o propulsor será projetado, com seus respectivos requisitos, para em seguida ser elaborado o dimensionamento e projeto preliminar de um propulsor de plasma pulsado adequado.

4.1 Missão e Requisitos

O PPT, como discutido anteriormente, é um propulsor relativamente simples e de baixo custo quando comparado às alternativas elétricas, além de ser aplicável em missões com baixa potência energética disponível, conforme a figura 3.

Devido à grande extensão territorial e florestas densas de difícil acesso no Brasil, o monitoramento dessas áreas por meio de satélites é essencial para um melhor controle da saúde desses espaços e identificação de atividades ilegais. O *BiomeSat* consiste em um *cubesat* 6U em desenvolvimento pelo INPE, na sua fase de concepção. Essa plataforma visa contribuir com os programas de observação florestal do país, por meio da coleta de índices de vegetação baseados em imagens nas faixas do espectro do visível e infravermelho próximo. Esse nanossatélite pretende, além da coleta de dados, servir como uma plataforma tecnológica para o teste de tecnologias ainda não utilizadas no país, como controle de órbita e atitude com propulsores elétricos em um satélite dessas dimensões.

Assim, o projeto preliminar desse propulsor utilizará os dados do *BiomeSat* para que, caso a equipe de projeto opte pela utilização desse modelo de propulsor para seu controle de órbita, os resultados obtidos possam vir a possuir aplicação prática e contribuir com um projeto relevante para a ciência brasileira e servir como o primeiro propulsor elétrico utilizado em um nanossatélite no país, abrindo o espaço para futuros desenvolvimentos e utilizações da tecnologia.

Os requisitos foram fornecidos pela equipe do projeto após uma análise preliminar da órbita. As dimensões de um *cubesat* 6U foram obtidas das informações contidas em (6U CubeSat Design Specification, 2018).

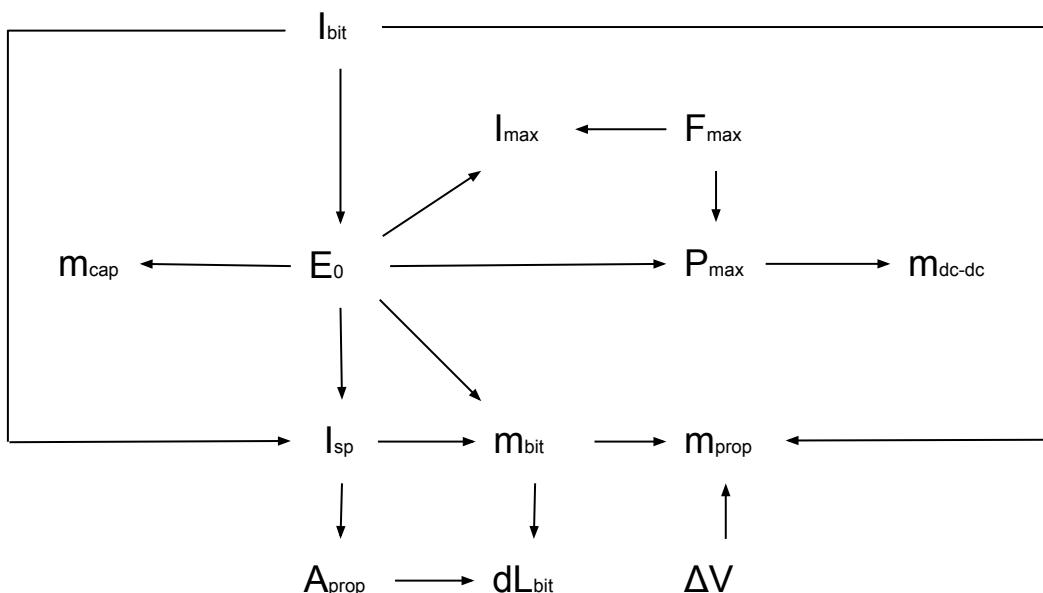
- As dimensões do *CubeSat* 6U são 100x226.3x366mm;
- A massa do veículo deve ser inferior a 10kg;
- O veículo deve ocupar a órbita de 550km de altitude;
- A missão deve ter duração de pelo menos 2 anos;
- As dimensões do propulsor devem ser compatíveis com as dimensões internas do *CubeSat* 6U;

- A potência de operação do propulsor é limitada a $10W$;
- O empuxo médio do propulsor deve ser pelo menos de $31\mu N$
- O ΔV gerado pelo propulsor durante a missão deve ser de pelo menos $43m/s$

4.2 Dimensionamento do propulsor

Para o projeto preliminar e dimensionamento dos componentes do PPT, os parâmetros devem ser calculados em uma ordem específica, já que possuem uma interdependência entre si. A dependência entre os parâmetros e ordem geral que o projeto seguirá pode ser acompanhada no diagrama da Figura 11.

Figura 11 – Interdependência dos parâmetros no design de um PPT



Fonte: Baseado no diagrama de Reichbach, Sedwick e Martinez-Sanchez (2001)

De acordo com o diagrama, primeiramente é necessário obter-se o *Impulse bit*, Impulso gerado em um pulso, necessário para compensar o arrasto médio. Esse valor depende das perturbações médias sofridas durante a operação, da frequência nominal de operação do propulsor e do seu tempo relativo de operação durante uma órbita. Os requisitos de *dead-band* do satélite não foram fornecidos pelo INPE e não serão considerados no desenvolvimento do projeto.

A energia do capacitor E_0 é definida a partir de I_{bit} baseado em dados históricos de propulsores que foram construídos. Da mesma forma, I_{sp} e em sequência M_{bit} e A_{prop} são obtidos. Com esses valores e a frequência máxima de operação definida, os valores de

ablação da barra dL_{bit} , massa de propelente M_{prop} e potência máxima de operação P_{max} podem ser calculados e as massas do capacitor m_{cap} e do conversor m_{dc-dc} obtidas.

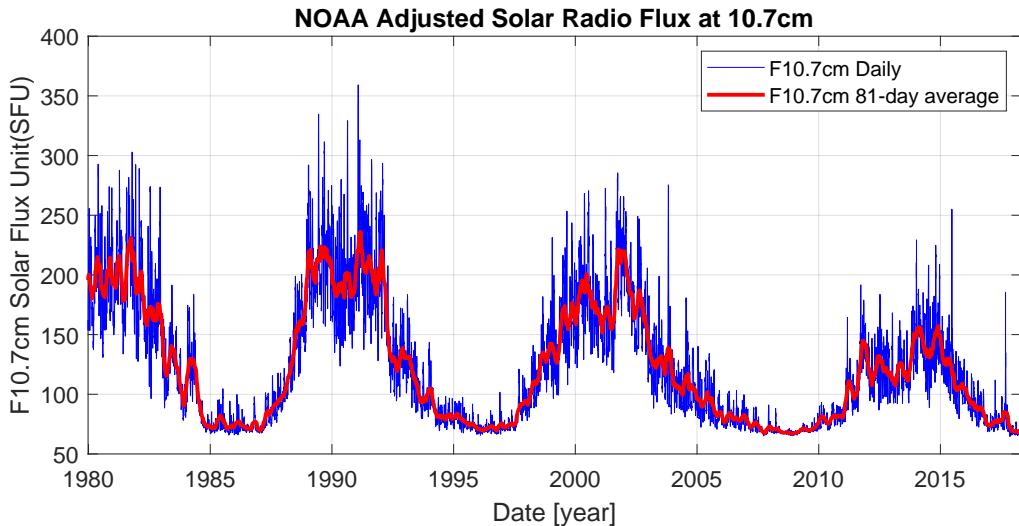
4.2.1 Estimativa do arrasto e ΔV

O valor do empuxo mínimo do propulsor para impedir seu decaimento, equivalente ao arrasto atmosférico máximo, e do ΔV que deve ser gerado ao longo da missão, foram fornecidos como requisitos pelo grupo do INPE. O processo de cálculo utilizado para a obtenção desses parâmetros, ainda que fora do escopo desse trabalho, será brevemente discutido para fins didáticos.

Para o cálculo do empuxo necessário para a manutenção de órbita, um cálculo simplificado foi realizado. Utilizando o modelo atmosférico desenvolvido pela NASA, o NRLMSISE-00, foram analisadas as densidades atmosféricas com alto fluxo solar em diversas situações, obtendo-se um valor razoável para uma alta densidade atmosférica em 550km de altitude como $2.4 \cdot 10^{-12}\text{kg/m}^3$.

O valor de fluxo solar máximo utilizado para o cálculo da densidade foi de $F10.7 = 225\text{SFU}$ e de médio máximo solar ao longo de um ano como $F10.7 = 175\text{SFU}$. Esse valor pode ser verificado como razoável observando-se o gráfico da Figura 12.

Figura 12 – Fluxo solar F10.7 cm nas últimas 4 décadas



Fonte: Dados obtidos de UNIVERSITY OF COLORADO (2018)

O coeficiente de arrasto do *cubesat* foi adotado como 2.2, um valor comumente encontrado na literatura. A área da seção transversal utilizada for de 0.02m^2

Assim, pela fórmula simples de arrasto aerodinâmico sobre um corpo 4.1 e velocidade da órbita igual a 7.58km/s calculada com a terceira lei de Kepler, obtemos o arrasto

sobre o *cubesat* no pior cenário igual a $3.04\mu N$.

$$D = \frac{\rho V^2}{2} C_d S \quad (4.1)$$

Para o cálculo do ΔV do propulsor considerando apenas o arrasto atmosférico, uma abordagem simples pode ser adotada considerando-se a própria definição de velocidade:

$$\Delta V = \int_{t_0}^{t_f} a(t) dt; \quad (4.2)$$

onde $a(t) = T(t)/m(t)$, com $T(t)$ sendo o empuxo do propulsor. Como nessa aplicação a massa de propelente corresponde à uma pequena porcentagem da massa do veículo, uma aproximação simples, considerando a massa do veículo constante e igual à $10kg$, o empuxo igual ao arrasto e o tempo da missão de 2 anos, fornece uma estimativa para o ΔV como $19.2m/s$. Esse valor corresponde somente ao necessário para a manutenção da órbita. O valor fornecido pela equipe do projeto de $43m/s$ e utilizada no projeto inclui possíveis erros de injeção de órbita e uma margem de segurança.

4.2.2 Estimativa do *Impulse bit*

A estimativa do *impulse bit* geralmente é feita baseada em dois fatores. O primeiro deles é o mínimo *impulse bit* que, em conjunto com a frequência de operação, permite compensar as perdas energéticas do satélite devido ao arrasto e outras perturbações. O segundo fator depende dos requisitos de *dead-band*, que limita a posição do satélite em uma faixa específica de órbita, ou de controle de altitude; esse fator faz com que seja preferível um *impulse bit* menor, que permite um ajuste mais fino da posição e velocidade.

Nesse trabalho, um *impulse bit* máximo não foi especificado pela ausência de controle de altitude pelo propulsor e de requisitos estreitos para a *dead-band*. Para compensar o arrasto, seria necessário um empuxo médio do propulsor de $3.04\mu N$, conforme calculado anteriormente. Porém, para permitir que o propulsor seja acionado somente em parte da órbita e um rápido ajuste dos erros de injeção de órbita, é ideal que o propulsor seja capaz de desenvolver um empuxo médio significativamente maior do que o necessário para compensar o arrasto.

A equipe do projeto *BiomaSat* forneceu como um requisito preliminar que o empuxo médio do propulsor deve ser pelo menos dez vezes o necessário para compensar o arrasto, ou seja, $31\mu N$. O *impuse bit* para o propulsor foi selecionado como o valor de $120\mu Ns$, que com uma frequência de operação comum de $1Hz$, fornece um empuxo médio de $120\mu N$. Esse valor é razoavelmente acima do apresentado no requisito de empuxo e se deve principalmente ao requisito de ΔV e de dimensões do propulsor.

O requisito de ΔV acaba por determinar uma massa e volume de propelente relativamente altos para as dimensões do propulsor. Para que a maior dimensão do propulsor possa ser colocado na direção de segunda maior dimensão do *Cubesat* (226mm), o comprimento do propelente fica limitado a aproximadamente 150mm, a depender da dimensão de outros componentes a serem adicionados. Assim, a área exposta do propelente fica limitado a um valor relativamente alto, o que por sua vez significa uma energia maior de pulso para evitar a carbonização e para obtenção de valores altos de impulso específicos e limita o *impulse bit* mínimo próximo do valor calculado.

O cálculo exato utilizado para a determinação do *impulse bit* foi feito de forma iterativa, aplicando-se o passo a passo apresentado a seguir diversas vezes e procurando valores ideais para o comprimento da barra com a modificação do valor de I_{bit} como entrada no código.

4.2.3 Estimativa dos parâmetros de energia

Para a energia do pulso, utilizamos a razão $I_{bit}/E_0 = 15\mu Ns/J$. Esse valor foi escolhido baseado nos valores de propulsores de dimensões similares (SMS e LES-8/9) apresentado na tabela 1. A energia o pulso encontrada foi $E_0 = 8J$.

Assim, a potência máxima e a corrente fornecida pelo sistema de alimentação calculados por

$$P_{max} = E_0 F_{max} = 8W \quad (4.3)$$

$$P_{max(\text{alimentação})} = P_{max}/\eta_p = 9.41W \quad (4.4)$$

$$I_{max} = E_0 F_{max}/(V_{sc}\eta_p) = 0.336A \quad (4.5)$$

sendo V_{sc} a tensão da fonte de alimentação e η_p a eficiência de transmissão entre alimentação e propulsor com o valor recomendado de 0.85 por Reichbach, Sedwick e Martinez-Sanchez (2001).

4.2.4 Impulso específico e área exposta do propelente

O impulso específico do propulsor e a área exposta do propelente foram calculados utilizando-se equações semi-empíricas propostas por Guman (1975).

$$I_{sp} = 2500E_0^{1.6}/(10^6 I_{bit}) = 580s , \quad (4.6)$$

válida para propulsores com um barra de propelente alimentada pela região posterior. A área se obtém isolando-a na seguinte relação do mesmo autor:

$$I_{sp} = 317.5(E_0/A_{prop})^{0.585} \rightarrow A_{prop} = 2.85cm^2 , \quad (4.7)$$

onde A_{prop} está em cm^2 e E_0 em *Joules*.

4.2.5 Parâmetros do propelente e tempo de órbita

Por fim, são calculados os parâmetros do propelente:

$$m_{bit} = I_{bit}/(I_{sp}g_0) = 21.0\mu g , \quad (4.8)$$

onde g_0 é a gravidade ao nível do mar. Essa equação pode ser deduzida diretamente da equação do impulso específico para valores médios de empuxo e massa expelida apresentada em Sutton e Biblarz (2016).

A massa de propelente foi calculada isolando-se a massa na equação de foguete de Tsiolkovsky.

$$m_{prop} = m_0(1 - 1/e^{\Delta V/(I_{sp}g_0)}) , \quad (4.9)$$

onde m_0 é a massa inicial do foguete, equivalente à $10kg$ e $\Delta V = 43m/s$.

Por fim, o comprimento da barra de propelente.

$$V_{teflon} = m_{prop}/\rho_{teflon} \quad (4.10)$$

$$L_{teflon} = V_{teflon}/A_{prop} = 120mm \quad (4.11)$$

Com todos os parâmetros calculados, pode ser verificado na Tabela 1 que os valores encontrados estão compatíveis com os valores de propulsores históricos testados.

Tabela 1 – Parâmetros de funcionamento de diversos PPT construídos e valores teóricos do trabalho presente

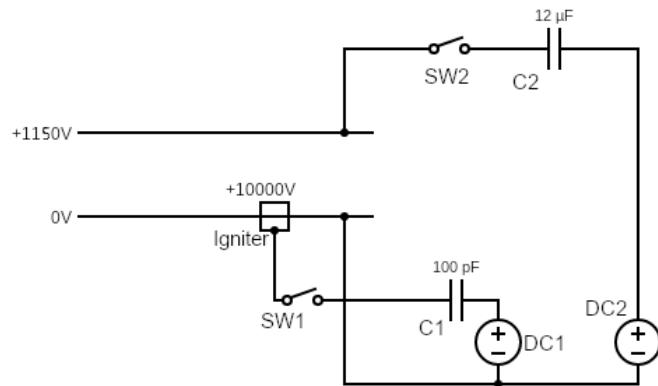
Thruster	E_0 [J]	Type	I_{sp} [s]	I_{bit} [μNs]	I_{bit}/E_0 [$\mu Ns/J$]	$\Delta m/E_0$ [$\mu g/J$]	$\Delta m/Area$ [$\mu g/cm^2$]
LES-6	1.85	Breech-fed	300	26	14	4.8	3.3
SMS	8.4	Breech-fed	450	133	15	3.4	3.9
LES-8/9	20	Breech-fed	1000	297	15	1.5	4.8
TIP-II(NOVA)	20	Breech-fed	850	375	19	2.3	5.7
MIT Lab	20	Side-fed	600	454	23	2.8	4.3
MIPD-3	100	Side-fed	1130	2250	23	2.0	4.3
Millipound	750	Side-fed	1210	22,3	30	2.5	27.7
Primex-NASA	43	Breech-fed	1136	737	17	1.5	2.6
IL PPT-3 Lab	7.5	Coax-side-fed	600	450	60	10.0	36.0
Japan Lab	30.4	Breech-fed	423	469	15	3.7	6.4
China Lab	23.9	Breech-fed	990	448	19	1.9	5.3
Este trabalho	8	Breech-fed	580	120	15	2.6	7.4

Fonte: Burton e Turchi (1998)

4.2.6 Circuito elétrico

Baseado nos cálculos apresentados, um circuito simplificado do funcionamento do propulsor foi construído para servir como base para o desenvolvimento do CAD do sistema.

Figura 13 – Circuito elétrico simplificado do propulsor



Fonte: Elaborado pelo autor

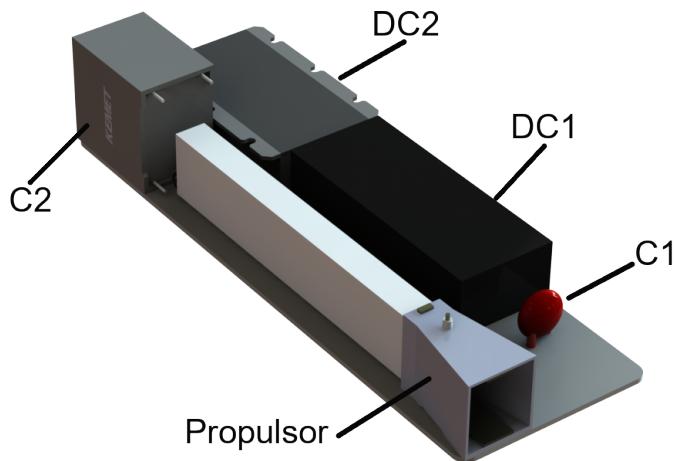
Na Figura 13, o sistema é alimentado pelas duas fontes de corrente contínua DC1 e DC2, essas fontes consistem na realidade em transformadores DC-DC com entradas da alimentação de 28V do satélite e saídas de 10000V e 1150V respectivamente. O capacitor C1, de 100pF , alimenta o ignitor com descargas de 10000V e 5mJ , o que gera a descarga inicial que sublima a superfície da barra de propelente, permitindo a descarga principal. O capacitor C2, de $12\mu\text{F}$, por sua vez, alimenta a descarga principal com um pulso de 1150V e 7.93J .

Os componentes principais do sistema elétricos foram escolhidos de forma preliminar, para se ter a certeza que componentes com as especificações desejadas existam no mercado. O transformador DC1 corresponde ao modelo *324-10A24P15* da fabricante *Advanced Energy*, o transformador DC2 corresponde ao modelo *HRL3024S1K5P* da fabricante *XP Power*. O capacitor C1 corresponde ao modelo *615R100GAT10* da *Vishay* e o C2 corresponde ao modelo *C4AQSBW5120A3LJ* da *Kemet*.

4.3 Resultados e CAD

Com os componentes e principais dimensões definidas, um CAD preliminar do projeto foi elaborado para uma visualização melhor da esquemática do propulsor e para uma melhor estimativa de pesos.

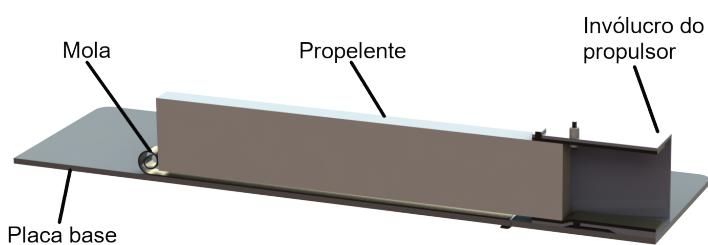
Figura 14 – CAD do propulsor desenvolvido no projeto



Fonte: Elaborado pelo autor

Na figura 14, é possível ver o posicionamento geral dos componentes e a estrutura do propulsor. Os componentes foram posicionados de forma a minimizar o volume interno ocupado, com o capacitor da descarga principal deitado de forma a maximizar a força de Lorentz da ejeção. Por se tratar um projeto preliminar, os interruptores e fiação não foram representados.

Figura 15 – CAD do propulsor - vista em corte



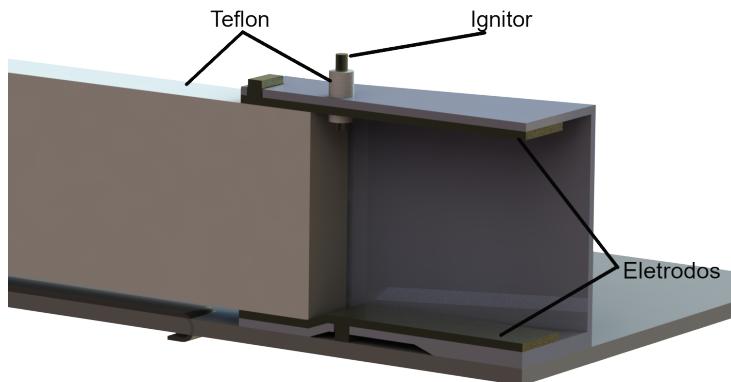
Fonte: Elaborado pelo autor

Na Figura 15, com o propulsor cortado, é possível ver a mola radial responsável por empurrar a barra de propelente na câmera do propulsor. A barra é travada pela curvatura no eletrodo inferior, e avança à medida que essa região é consumida pelas descargas elétricas.

Como pode ser observado, o invólucro do propulsor apresenta uma seção divergente. Nos propulsores térmicos em geral, a seção divergente se trata de um bocal com objetivo

de acelerar os gases em expansão térmica para o aumento do empuxo e impulso específico. Entretanto, no PPT, a seção divergente do invólucro tem por objetivo principal reduzir o contato do plasma acelerado com a sua superfície, o que causaria abrasão e liberação de material indesejado, podendo até levar à falha desse componente.

Figura 16 – CAD do propulsor - vista em corte detalhada



Fonte: Elaborado pelo autor

Na figura 16, uma melhor visualização do ignitor e da câmera de sublimação e aceleração do propulsor é apresentada. O material dos eletrodos e do condutor do ignitor não foram definidos nesse projeto preliminar, mas uma liga de tungstênio resistente à temperatura e abrasão geralmente é uma boa escolha. Em torno do condutor do ignitor há uma camada de PTFE, responsável por liberar o material na descarga da ignição e para permitir o início da descarga principal. Também é possível ver que a invólucro do propulsor possui um ângulo de abertura, para reduzir a quantidade plasma em contato causando abrasão, uma vez que seu material é menos resistente do que os eletrodos.

A partir do CAD, em conjunto com as especificações dos componentes elétricos, é possível determinar a massa total do propulsor, com suas partes contribuintes apresentadas na Tabela 2.

Tabela 2 – Massa dos principais componentes do propulsor

Componente	C1	DC1	Placa Base	Eletrodos	Ignitor
Massa [g]	7	170	83	19	1
Componente	C2	DC2	Invólucro	Propelente	Mola
Massa [g]	80	120	10	92	5

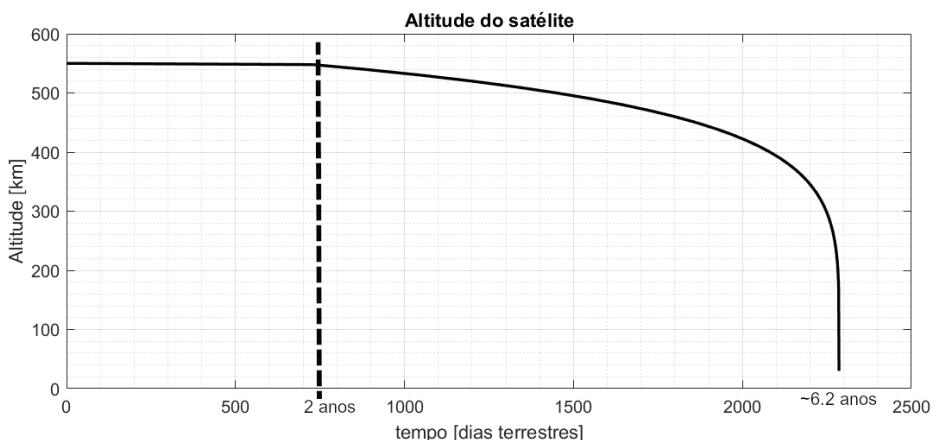
Fonte: Elaborado pelo autor

Assim, a massa total esperada para o propulsor, baseado nesses componentes é de 587g. Para o projeto detalhado, é esperado um aumento de massa devido à fiação que não

foi considerada e a possíveis modificações no projeto. Considerando uma massa final de 700g, correspondente à uma margem de 20% em relação ao valor encontrado, temos que o propulsor ocupará aproximadamente 7% da massa do *cubesat*.

As dimensões principais ocupadas pelo propulsor são de 225x76x45mm, ocupando aproximadamente 13% do volume do veículo. Esse volume possui espaço para otimizações com rearranjo dos componentes e possivelmente um formato espiral para a barra de propelente.

Figura 17 – Altitude do *cubesat* ao longo do tempo



Fonte: Elaborado pelo autor

Por fim, uma simulação simples da órbita mostra o efeito do propulsor no tempo de vida do satélite. As condições atmosféricas foram consideradas o cenário de fluxo solar alto, com densidade média de $2.4 \cdot 10^{-12} kg/m^3$, o que corresponde a um valor acima da média esperada ao longo da operação. O propulsor foi mantido ativo pelo período de dois anos, para o que foi projetado. Porém, devido às margens aplicadas e considerações conservadoras, é possível que o propelente tenha uma grande sobrevida ao esperado, possibilitando o aumento da vida da órbita caso desejado.

Para o decaimento da órbita, a simulação considerou a mesma área transversal que durante a operação normal do satélite. Em situações de fim de vida do satélite, caso o controle de altitude ainda esteja operacional, é possível rotacionar o veículo para a maior área transversal em relação ao fluxo, reduzindo o período de reentrada.

É possível ver como o veículo se mantém em uma órbita estável durante o período de atividade do propulsor, possibilitando suas atividades nominais pelos dois anos planejados, em contraste com o decaimento observado na órbita a partir da desativação do propulsor, o que pode afetar as medidas de determinados instrumentos que foram calibrados para a operação em 550km de altitude. Assim, além da capacidade de ajustar a órbita com seus erros de injeção, é demonstrado a necessidade do propulsor para prolongar a vida útil de

determinados veículos em órbita.

4.4 Desenvolvimentos futuros

Para os desenvolvimentos futuros do projeto, é necessário inicialmente a determinação definitiva dos componentes elétricos do circuito, uma vez que fontes e capacitores desenhados para vácuo geralmente são fornecidas em contato direto com os fabricantes. Assim, os componentes escolhidos foram em fabricantes que muitas vezes fornecem materiais para o setor espacial, mas é necessário um contato direto para avaliar a disponibilidade de versões projetadas para as condições de operação. Uma análise aprofundada da vida dos componentes elétricos para os níveis de tensão e número de descargas esperadas do propulsor é necessária para verificação da compatibilidade desses sistemas.

Após a definição dos componentes elétricos, responsáveis por grande parte de massa do propulsor, a definição das ligas metálicas utilizadas no ignitor e eletrodos é necessária, baseada em literaturas recentes de aplicações de sucesso desses materiais. Também é necessária a definição do fios necessários para conduzir as altas tensões utilizadas no propulsor, detalhe que não foi considerado nesse projeto preliminar mas pode representar um aumento significativo de massa. Os interruptores elétricos para a ativação das descargas no propulsor e o sistema de controle também precisam ser considerados na fase de design detalhado do projeto.

Além disso, com os requisitos mais detalhados de dimensões do *cubesat*, pode ser necessária a análise da utilização de uma barra de propelente com formato circular ou espiral, que demandaria um mecanismo de molas mais complexo para a alimentação, mas poderia permitir uma redução do volume ocupado pelo propulsor.

Por fim, após a construção do propulsor, é ideal a realização de testes em câmera de vácuo, para a validação dos parâmetros de desempenho e funcionalidade geral do propulsor, uma vez que estimativas analíticas ou computacionais para propulsores de plasma pulsado ainda não geram resultados exatos e os cálculos foram baseados principalmente em dados históricos e fórmulas semi-empíricas antigas.

5 CONCLUSÃO

O trabalho concluiu com sucesso o projeto preliminar de um propulsor atendendo os requisitos propostos pela missão *BiomeSat*. O procedimento adotado para a estimativa dos resultados obteve valores de performance coerentes com os valores históricos para propulsores similares, indicando coerência do design e possibilidade do seu uso para um projeto detalhado e posterior construção.

A simulação apresentada ilustra a capacidade do propulsor de manter a órbita do satélite estável durante o período de operação e a diferença nessa órbita na ausência do propulsor, após seu período de atividade, destacando a relevância do propulsor para o prolongamento da missão. Além disso, possíveis erros de injeção de órbita serão corrigidos pelo propulsor, permitindo uma trajetória mais próxima da idealizada e melhores resultados para a missão.

Finalmente, os próximos passos para o desenvolvimento do projeto, caso o propulsor seja construído no futuro, foram discutidos, destacando um caminho a seguir e os detalhes que precisam ser revisados e elaborados para o projeto detalhado.

REFERÊNCIAS

- AUWETER-KURTZ, M. *et al.* Arcjet thruster development. **Journal of Propulsion and Power**, v. 12, n. 6, p. 1077–1083, 1996.
- BURTON, R. L.; TURCHI, P. Pulsed plasma thruster. **Journal of Propulsion and Power**, v. 14, n. 5, p. 716–735, 1998.
- 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.
- DELUCA, L. T. Highlights of solid rocket propulsion history. In: **Chemical Rocket Propulsion**. [S.l.: s.n.]: Springer, 2017. p. 1015–1032.
- GUMAN, W. Designing solid propellant pulsed plasma thrusters. In: **11th Electric Propulsion Conference**. [S.l.: s.n.], 1975. p. 410.
- GUNN, S. Nuclear propulsion—a historical perspective. **Space Policy**, Elsevier, v. 17, n. 4, p. 291–298, 2001.
- HUNLEY, J. The history of solid-propellant rocketry-what we do and do not know. In: **35th joint propulsion conference and exhibit**. [S.l.: s.n.], 1999. p. 2925.
- JAHN, R. G. **Physics of electric propulsion**. [S.l.: s.n.]: Courier Corporation, 2006.
- JR, L. S. Interplanetary travel between satellite orbits. **Journal of the American Rocket Society**, v. 22, n. 2, p. 92–96, 1952.
- KUENTZMANN, P. **Introduction to solid rocket propulsion**. [S.l.], 2004.
- MEL'KUMOV, T. **Pioneers of rocket technology: selected works**. [S.l.: s.n.]: National Aeronautics and Space Administration, 1965.
- MILHOMEM, G.; MARQUES, R. I. Propulsor electrospray: Breve revisão da literatura e introdução à metodologia de desenvolvimento. 2019.
- NANOSATS DATABASE. **Yearly launches by nanosatellite types**. 2021. Disponível em: <https://www.nanosats.eu>. Acesso em: 03 de Janeiro de 2022.
- OBERTH, H. **Wege zur raumschiffahrt**. [S.l.: s.n.]: Walter de Gruyter GmbH & Co KG, 1929.
- PATTERSON, M. J.; SOVEY, J. S. History of electric propulsion at nasa glenn research center: 1956 to present. **Journal of Aerospace Engineering**, American Society of Civil Engineers, v. 26, n. 2, p. 300–316, 2013.
- POGHOSYAN, A.; GOLKAR, A. Cubesat evolution: Analyzing cubesat capabilities for conducting science missions. **Progress in Aerospace Sciences**, Elsevier, v. 88, p. 59–83, 2017.
- RAYBURN, C. D.; CAMPBELL, M. E.; MATTICK, A. T. Pulsed plasma thruster system for microsatellites. **Journal of spacecraft and rockets**, v. 42, n. 1, p. 161–170, 2005.

REICHBACH, J.; SEDWICK, R.; MARTINEZ-SANCHEZ, M. Micropropulsion system selection for precision formation flying satellites. In: **37th Joint Propulsion Conference and Exhibit**. [S.l.: s.n.], 2001. p. 3646.

ROM, F. E. Nuclear-rocket propulsion. 1968.

SHEPHERD, L. R.; CLEAVER, A. V. The atomic rocket. iv. **J. Brit. Interplanetary Soc.**, 3 1949. Disponível em: <https://www.osti.gov/biblio/4424933>.

SOLBES, A.; THOMASSEN, K.; VONDRA, R. J. Analysis of solid teflon pulsed plasma thruster. **Journal of Spacecraft and Rockets**, v. 7, n. 12, p. 1402–1406, 1970.

SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket propulsion elements**. [S.l.: s.n.]: John Wiley & Sons, 2016.

UNIVERSITY OF COLORADO. **UNIVERSITY OF COLORADO. NOAA Adjusted Solar Radio Flux at 10.7cm**. 2018. Disponível em: https://lasp.colorado.edu/lisird/data/noaa_radio_flux/. Acesso em: 28 de agosto de 2021.

VILLELA, T. *et al.* Towards the thousandth cubesat: A statistical overview. **International Journal of Aerospace Engineering**, Hindawi, v. 2019, 2019.

APÊNDICES

APÊNDICE A – CÓDIGOS

```

from math import exp

### Parâmetros iniciais (constantes)
g_0 = 9.81 # m/s^2
rho_teflon = 2.2 # g/cm^2

### Entradas
PRF_max = 1 # Frequência nominal de operação
I_bit = 120 * 10**-6
n_t = 0.85 # Eficiência de transmissão de energia
V_sc = 28 # Tensão da espaçonave
m_tot = 10 # Massa da espaçonave

### Cálculos
E_0 = I_bit * 10**6/15 # Energia do pulso [J]
P_max = E_0 * PRF_max # Potência fornecida ao capacitor [W]
P_max_ali = E_0 * PRF_max / n_t # Potência fornecida pelo veículo
#às fontes [W]
I_sp = 2500*E_0**1.6/(10**6*I_bit) # Impulso específico - Guman [s]
A = E_0/(I_sp/317.5)**(1/0.585) # Área exposta do propelente [cm^2]
m_bit = I_bit/(I_sp*g_0) # Massa ejetada por pulso [kg]
I_max = E_0*PRF_max/(V_sc*n_t) # Corrente [A]
m_prop = m_tot*(1-1/exp(43/(I_sp*g_0))) # Massa de propelente [kg]
V_teflon = m_prop*1000/rho_teflon # Volume de teflon [cm^3]
L_teflon = V_teflon/A # Comprimento do propelente [cm]

```