



## Projeto Preliminar de um Arcojato

Isla K. M. Brandão<sup>1</sup>, Charles H. M. F. Fernandes<sup>1</sup>, Gabriel W. S. Mendonça<sup>1</sup>  
Lucas F. Silva<sup>1</sup>, Sarah G. S. P. Costa<sup>1</sup>, Paolo Gessini<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Laboratório de Sistemas Espaciais – LaSE  
Universidade de Brasília (UnB)/ Faculdade do Gama (FGA) – Brasília, DF – Brasil

isla.kmb@gmail.com

---

**Resumo.** *O Arcojato é um tipo de propulsor eletrotérmico que atua produzindo um arco elétrico em que um propelente gasoso é aquecido e ionizado. Em seguida, o gás sofre uma expansão térmica numa tubeira onde a energia térmica é convertida em energia cinética gerando empuxo. Esse dispositivo pode ser utilizado em ignições de propulsores químicos de forma mais eficiente, sendo o objetivo desse trabalho projetar um protótipo de Arcojato no Laboratório de Sistemas Espaciais (LaSE) na Universidade de Brasília Campus Gama para exercer também a função de ignitor dos propulsores híbridos desenvolvidos pelo Laboratório de Propulsão Química da Universidade de Brasília. A concepção do design final foi realizada através de um levantamento de modelos de referências de Arcojatos existentes e o projeto está atualmente em fase de construção para a realização de futuros testes.*

---

**Palavras-chave:** Propulsão termoelétrica; Arcojato; Ignitor; Propulsão híbrida

### 1. Introdução

A propulsão híbrida é uma categoria de propulsores químicos que, em sua maioria, consiste num oxidante líquido combinado com um combustível sólido. Para que ocorra a mistura de propelentes, a combustão deve acontecer em uma câmara causando pirólise na superfície do grão do combustível, assim, os produtos da pirólise gasosa combinam-se com o oxidante, criando uma reação auto-sustentável [Judson 2015]. Para realizar a combustão inicial, utilizam-se ignitores que são responsáveis por fornecer o calor necessário para que a reação ocorra. Um dispositivo que pode ser utilizado para esse fim e que possui alta confiabilidade e eficiência por ter um alto nível energético é a tocha de plasma [Nedybaliuk 2012].

A propulsão eletrotérmica opera com a entrada de um propelente que é aquecido eletricamente numa câmara e, posteriormente, expandido por uma tubeira, convergente-divergente, onde converte sua energia térmica para energia cinética gerando um fluxo direcionado de saída e, por consequência, fornecendo um empuxo [Jahn and Choueiri 2002]. Uma das vantagens desse mecanismo é a redução das restrições associadas a propulsão química, uma vez que os propulsores eletrotérmicos não dependem do processo de combustão do propelente escolhido. Entretanto, há uma limitação quanto a transferência de calor e perdas relacionadas ao frozen flow em função da dissociação molecular [Jahn and Choueiri 2002].

Existem três subcategorias de propulsores eletrotérmicos, sendo eles: Resistojatos, Arcojatos e Dispositivos aquecidos por radiofrequência. O design dos propulsores tipo Arcojato consistem em uma tubeira que atua como ânodo do sistema e um cátodo que é posicionado coaxialmente a



montante do ânodo, sendo ele geralmente usinado em tungstênio. Um gás é inserido no propulsor e, ao se aplicar uma diferença de potencial no sistema, um arco é formado no constritor da tubeira. O gás ao entrar em contato com o arco elétrico é energizado e aquecido por dissipação ôhmica, e expandido através da tubeira [Sarmiento and Gruber 1987].

Em virtude dos pontos expostos, o estudo de Arcojatos como ignitores de propulsores híbridos torna-se uma opção eficiente, sendo o objetivo do atual projeto o desenvolvimento de um protótipo de Arcojato no Laboratório de Sistemas Espaciais (LaSE) na Universidade de Brasília Campus Gama para os fins apresentados anteriormente.

## 2. Metodologia

A partir de pesquisas, catalogou-se os principais modelos de Arcojatos existentes. Os seguintes parâmetros de desempenho e características técnicas foram considerados: empuxo, impulso específico, corrente de entrada e a tensão. Também observou-se o fluxo mássico correspondente e os propelentes utilizados pelos experimentos relatados, este último fora apenas considerado para fins descritivos, tendo em vista que o propelente pretendido no presente projeto apresenta-se como uma opção pouco explorada com escassos materiais de pesquisa. O gás usado como propelente tem como requisito ser composto de carbono para garantir o funcionamento satisfatório do propulsor como ignitor de propulsores híbridos [Nedybaliuk 2012].

Após o levantamento de propulsores, foram registrados ao todo 10 modelos distintos de Arcojatos de baixa potência entre 1 kW e 3 kW. A seleção baseou-se em duas etapas principais, a primeira abordagem foi apenas analítica, restringindo a corrente de entrada para a formação do arco elétrico de acordo com as especificações das fontes elétricas disponíveis no laboratório. A segunda etapa foi comparativa, onde definiu-se um fator de similaridade  $\beta$ , equação 1, estabelecido pela potência de entrada (kW) e a vazão mássica (g/s). Após esta última etapa, buscou-se conciliar os diversos modelos em um único associando suas semelhanças.

$$\beta = P.\dot{m} \quad (1)$$

Os valores para o empuxo e impulso específico apresentaram pouca discrepância com relação ao espaço amostral analisado, por conseguinte, não foram fatores preponderantes à escolha da geometria. Após a determinação do modelo referência, o propulsor foi dimensionado considerando como requisito principal a limitação das dimensões externas do Arcojato para serem compatíveis com a dimensão do envelope dos ignitores de tochas de gás utilizadas atualmente no laboratório de propulsão da UnB/FGA.

## 3. Resultados e Discussão

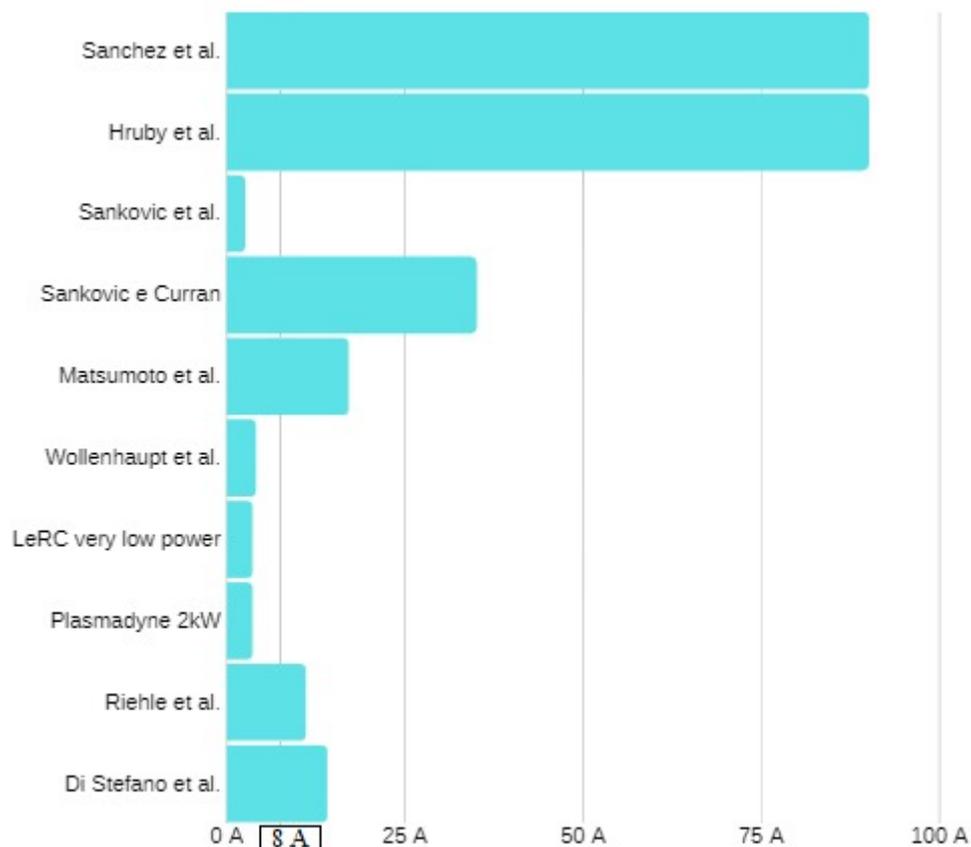
O fornecimento de corrente foi um fator limitante para o projeto, visto a disponibilidade de corrente apresentada pelas fontes do LaSE - Laboratório de Sistemas Espaciais. Ao todo são quatro fontes, sendo a de maior magnitude de corrente a fonte da marca chinesa Shenzhen Parwa Technology Company Limited, com 8.4 A de saída para corrente contínua. As especificações do aparelho estão listadas na tabela 1.



**Tabela 1. Especificações técnicas da fonte de energia. Fonte: [Parwa 2016].**

Modelo	DPS2005
Potência	5000 W
Tensão de saída	0 ~600V DC
Corrente de saída	0 ~8,4 A

Dada a restrição mencionada, os modelos foram analisados de acordo com a corrente de entrada. Por meio da análise gráfica apresentada na figura 1, eliminou-se 6 dos 10 modelos apresentados em decorrência da alta corrente empregada, sendo eles: Sanchez et al. [Sanchez et al. 1997], Hruby et al. [Hruby et al. 1997], Sankovic e Curran [Sankovic and Curran 1991], Matsumoto et al [Matsumoto et al. 2013], Riehle et al. [Riehle et al. 1997] e Di Stefano et al. [Stefano et al. 1993]. Dessa maneira, apenas os modelos relativos ao *Performance of a miniaturized arcjet* [Sankovic and Jacobson 1995] foram considerados, sendo eles os modelos Sankovic et al. [Sankovic et al. 1991], LeRC very low power [Wollenhaupt et al. 2011], Plasmadyne 2kW [McCaughey et al. 1963] e Wollenhaupt et al. [Wollenhaupt et al. 2011].



**Figura 1. Gráfico comparativo entre os modelos estudados em função da corrente de entrada. Fonte: Autores.**

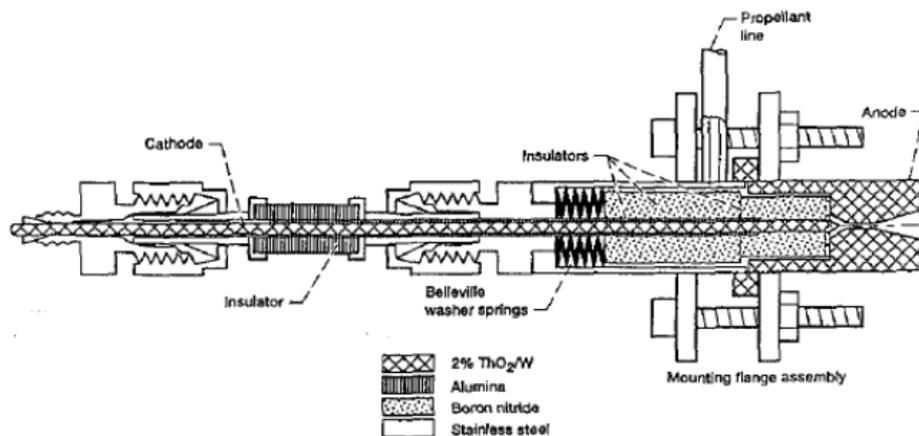


Na última etapa, a fim de validar a similaridade entre os modelos, definiu-se um parâmetro comparativo denominado  $\beta$ . Para os modelos com mais de um valor informado para cada argumento, foi feita a média para se obter um único valor final correspondente. Assim, os dados de  $\beta$  para os quatro modelos remanescentes da etapa anterior estão dispostos na tabela 2. De acordo com a tabela 2, nota-se a semelhança entre os protótipos Sankovic et al. [Sankovic et al. 1991] e Wollenhaupt et al. [Wollenhaupt et al. 2011]. Considerando essas informações, dar-se-á prosseguimento ao trabalho considerando, agora, as geometrias dos dois modelos citados.

**Tabela 2. Valores de  $\beta$  para os modelos analisados. Fonte: Autores.**

Modelo	$\beta$ ( $kW.s.g^{-1}$ )
Sankovic et al	30,35
LeRC very Low Power	62,41
Wollenhaupt et al	29,13
Plasmadyne 2kW	137,93

De acordo com o modelo Sankovic et al. [Sankovic et al. 1991], o ânodo é segmentado em duas partes, uma de Tungstênio e Óxido de Tório, formando o bocal divergente, e outra parte de Molibdênio que serve de base de sustentação para a primeira. O isolamento entre o cátodo e o ânodo é feito por um tarugo de alumina comercial e a injeção do propelente se dá de forma radial acoplado diretamente ao isolamento dos eletrodos, como pode ser observado na figura 3.



**Figura 2. Modelo miniaturizado do propulsor de referência. Fonte: [Sankovic and Jacobson 1995].**

A geometria da tubeira, parte crítica do projeto, foi dimensionada na tabela 3, o cátodo utilizado é de tungstênio tem diâmetro de 1,6 mm com ponta cônica angulada em 30°, o propulsor como um todo possui 0,18 Kg de massa total.



**Tabela 3. Dimensões da tubeira do modelo de Sankovic et al. Fonte: [Sankovic and Jacobson 1995].**

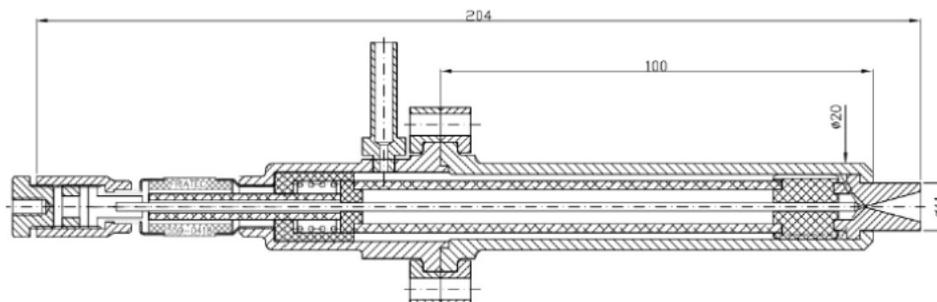
Diâmetro do constritor (mm)	0,25
Comprimento do constritor (mm)	0,13
Razão de expansão da tubeira	400
Tubeira divergente - meio ângulo	15°
Tubeira convergente - meio ângulo	30°

O modelo apresentado por Wollenhaupt et al. [Wollenhaupt et al. 2011], do tipo VELLARC, é composto por uma tubeira supersônica de liga de Tungstênio-Tório, utilizando como isolamento uma placa espessa de Nitreto de Boro que também cumpre a função de placa injetora e tubos de Óxido de Alumínio. A estrutura externa do propulsor é feita de Inconel, liga austenítica à base de Níquel-Cromo resistente à corrosão, folhas de grafite e cerâmica foram empregadas para isolar o cátodo ao longo do corpo do propulsor. Uma representação esquemática pode ser vista na figura 3 e as dimensões do bocal supersônico são apresentadas na tabela 4. Em razão da falta de dados, o cálculo da razão de expansão da tubeira não pode ser realizado para o modelo em questão, o diâmetro do cátodo também não foi mencionado no artigo de referência.

**Tabela 4. Dimensões da tubeira do modelo de Wollenhaupt et al. Fonte: [Wollenhaupt et al. 2011].**

Diâmetro do constritor (mm)	0,3
Comprimento do constritor (mm)	0,15
Tubeira divergente - meio ângulo	30°
Tubeira convergente - meio ângulo	45°

Vale ressaltar também que não considerou-se os sistemas de arrefecimento adotados em ambos os modelos, pois a demanda do projeto no quesito em questão é um fator excludente, tendo em vista os objetivos de simplificação do modelo proposto e que esse sistema não é necessário para fins práticos. Devido a necessidade de um projeto com uma construção simplificada, o modelo do Wollenhaupt et al. foi escolhido como referência principal e a partir dele foi projetado o Arcojato do presente trabalho utilizando os valores de angulação da tubeira e das estruturas principais como base.



**Figura 3. Representação técnica do propulsor de referência. Fonte: [Wollenhaupt et al. 2011].**

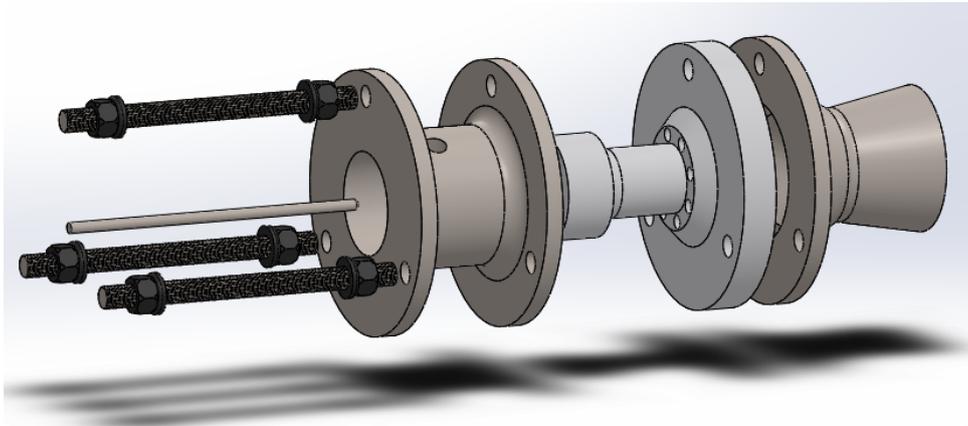


As dimensões finais do Arcojato projetado estão dispostas na tabela 5 e o design consiste essencialmente em 4 partes: Tubeira, cátodo, Isolante e estrutura. Todos eles são fixados entre si por parafusos, como é mostrado na vista explodida do Arcojato na figura 4.

**Tabela 5. Dimensões gerais externas do propulsor. Fonte: Autores.**

Propriedade	Valor
Diâmetro total	38,1 mm
Comprimento total	61,85 mm
Comprimento sem Cátodo	51,35 mm

A tubeira será fabricada em Aço Inoxidável devido à boa resistência do material à erosão que pode ser causada pelo plasma e por ter um custo baixo. No dimensionamento do constritor, considerou-se a erosão que poderia ser causada devido a descarga elétrica de maneira que aumentou-se o máximo possível o seu diâmetro, pois, diferentemente dos modelos de baixa potência que trabalham com um menor constritor buscando uma maior eficiência, o nosso Arcojato tem como um dos objetivos ativar a reação da parafina.

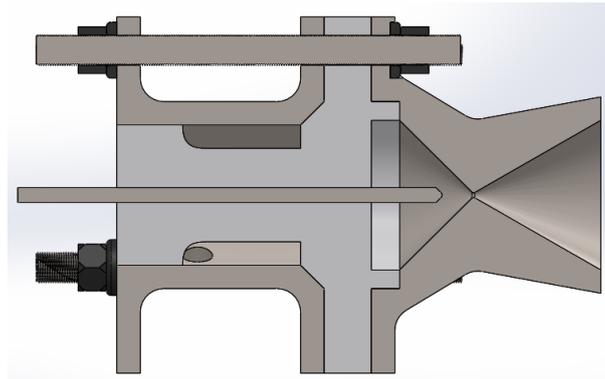


**Figura 4. Visão explodida do propulsor Arcojato. Fonte: Autores.**

O material escolhido para o cátodo foi Tungstênio por possuir alto ponto de fusão e boa condutividade. O isolante escolhido, que também funcionará como placa de injeção do gás, será feito em Alumina por suportar altas temperaturas operacionais contínuas, mantendo a resistência e a rigidez, além disso, oferece alta resistência química e alta rigidez dielétrica. A estrutura será de aço inoxidável por ser resistente a corrosão e a variação de temperatura e os parafusos serão cerâmicos devido às suas propriedades isolantes para garantir que a corrente não será passada da tubeira para a estrutura. Para o propelente, definiu-se o gás Dióxido de Carbono ( $CO_2$ ) pelos motivos explicados anteriormente.

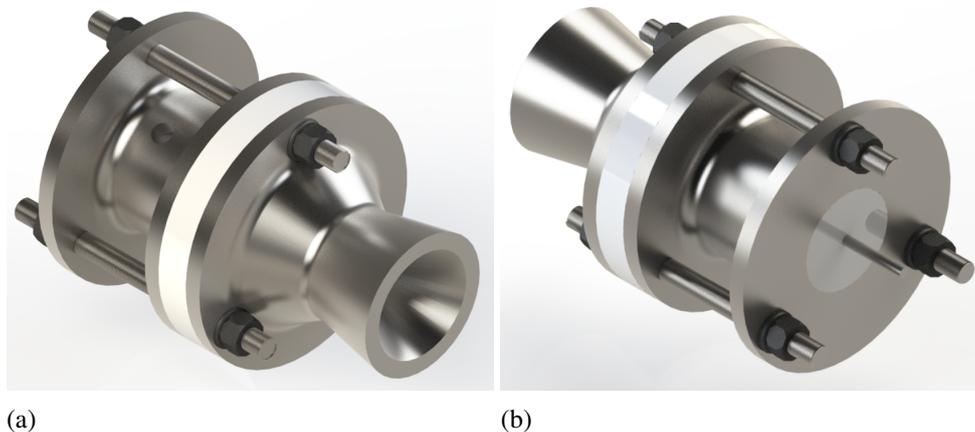


Na figura 5 é mostrado o Arcojato internamente com seus componentes acoplados, a entrada de gás se dará através de um sistema de reguladores de pressão, de vazão e válvulas, onde o gás estará nas condições ideais de trabalho para fornecer a vazão de propelente desejada nos testes. Ele será inserido na estrutura através de um furo de 1/8" de polegada que irá para a tubeira onde será energizado no arco elétrico e aquecido por dissipação ôhmica, formando uma tocha de plasma, para em seguida ser ejetado pela tubeira.



**Figura 5. Vista lateral cortada do Propulsor Arcojato. Fonte: Autores.**

Os parâmetros de desempenho serão definidos posteriormente. O design 3D final, figura 6, ainda está passível de alterações, porém, os primeiros testes serão realizados com as dimensões previstas nesse projeto.



**Figura 6. Design do propulsor Arcojato. Fonte: Autores.**

#### 4. Conclusão

O design final foi concluído e, na fase subsequente do projeto, será construído o protótipo e validado a sua geometria e circuito através de testes na câmara de vácuo do Laboratório de Sistemas Espaciais (LaSE) utilizando sondas de diagnóstico. Também será analisado a aplicabilidade de um gás que compõe a atmosfera de vários planetas e que possui afinidade química com a parafina como propelente ( $CO_2$ ), e ainda conferir ao modelo elaborado a função de ignitor para motor-foguete híbrido avaliando seu desempenho.



## Referências

- Hruby, V., Kolencik, J., Annen, K., Brown, R., Hruby, V., Kolencik, J., Annen, K., and Brown, R. (1997). *Methane Arcjet experiments*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Jahn, R. G. and Choueiri, E. Y. (2002). *Electric Propulsion*. Encyclopedia of Physical Science and Technology.
- Judson, M. I. (2015). *Direct Electrical Arc Ignition Of Hybrid Rocket Motors*. Utah State University.
- Matsumoto, K., Iwakai, A., Inoue, F., and Tahara, H. (2013). *Performance Characteristics of Low Power Arcjet Thrusters Using Low Toxicity Propellant HAN Decomposed Gas*. 33rd International Electric Propulsion Conference.
- McCaughey, O. J., Geideman, W. A., and Muller, K. (1963). *Research and Advanced Development of a 2kW Arcjet Thrustor*. NASA CR-54035.
- Nedybaliuk, O. (2012). *Plasma Assisted Combustion Of Paraffin Mixture*. ESCAMPIG XXI.
- Parwa, S. (2016). *User manual*. Shenzhen Parwa Technology Company Limited.
- Riehle, M., Kurtz, H. L., and Kurtz, M. A. (1997). *1 kW Hydrazine Arcjet System Development*. 25th International Electric Propulsion Conference.
- Sanchez, M. M., Dvornik, D., and Hruby, V. (1997). *Modeling of an Unconventional Methane Arc jet*. 33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE.
- Sankovic, J., Hamley, J. A., Haag, T. W., Sarmiento, C. J., and Curran, F. M. (1991). *Hydrogen arcjet technology*. 22nd International Electric Propulsion Conference.
- Sankovic, J. and Jacobson, D. (1995). *Performance of a miniaturized arcjet*. 31 st AIAA/ASME/SAE/ASEE.
- Sankovic, J. M. and Curran, F. M. (1991). *Arcjet Thermal Characteristics*. 27th AIAA/SAE/ASME/ASEE.
- Sarmiento, C. and Gruber, R. (1987). *Low power arcjet thruster pulse ignition*. 23rd Joint Propulsion Conference.
- Stefano, R. D., Deininger, W. D., and Tosti, E. (1993). *Performance Testing Of A 1 Kw Arcjet Thruster Using Hydrazine*. 23rd AIAA/AIDAA/DGLR/JSASS International Electric Propulsion Conference.
- Wollenhaupt, B. L., Hammer, A., Herdrich, G., Fasoulas, S., and Roeser, H. L. (2011). *A very low power arcjet (VELARC) for small satellite missions*. 32nd International Electric Propulsion Conference.