

Modelo Eléctrico Para Propulsores De Electrospray

Francisco José Blázquez-Plaza
Universidad Carlos III de Madrid
Leganés, Madrid, España.
francisco.blazquez@ienai.space

Andrés Barrado
Universidad Carlos III de Madrid
Leganés, Madrid, España.
andres.barrado@uc3m.es

Mick Wijnen
Ienai SPACE S.L.
Leganés, Madrid, España.
mick.wijnen@ienai.space

Resumen—En este artículo se presenta un innovador modelo eléctrico para propulsores de electrospray, el cual ha sido verificado mediante datos experimentales. El objetivo principal de este estudio es mejorar la precisión en la representación del propulsor como carga en la simulación en bucle cerrado, debido a su no linealidad, lo que resulta fundamental en sistemas de propulsión por electrospray para el diseño de la etapa de potencia que los alimenta. Para ello, se ha adaptado un modelo basado en elementos eléctricos básicos como resistencias, condensadores y diodos, previamente utilizado en lámparas fluorescentes de cátodo frío (CCFL). La implementación se ha llevado a cabo mediante un circuito SIMSCAPE en el software SIMULINK/MATLAB, donde se han verificado los parámetros del modelo a partir de datos experimentales del propulsor.

Los resultados obtenidos en este estudio son altamente significativos, demostrando un error absoluto inferior a dos microamperios y un error relativo menor al cuatro por ciento. Además, se ha llevado a cabo una comparación con modelos previos de la literatura, lo que permite afirmar que el modelo propuesto en este trabajo ofrece una mayor precisión en la simulación, lo que valida el modelo y resalta su relevancia para el avance en sistemas de propulsión por electrospray.

Index Terms—Propulsor de electrospray, curva I-V, modelo equivalente, carga no linear, verificación experimental.

I. INTRODUCCIÓN

LOS propulsores de electrospray son una alternativa atractiva a los sistemas de propulsión eléctrica tradicionales debido a su alta eficiencia a baja potencia y tamaño reducido, lo que podría permitir la incorporación de sistemas de propulsión en pequeños satélites. [1] [2]

El diseño de modelos precisos y simples es clave en el diseño electrónico de propulsores de electrospray que suelen ser diseñados de forma independiente a la etapa de potencia. [3]

Las curvas I-V experimentales son útiles para modelización y simulación de convertidores de potencia, ya que evitan asumir una carga resistiva equivalente. El perfil de carga puede variar durante la operación debido a factores como temperatura, contaminación o envejecimiento, por lo que la etapa de control debe incluir un amplio margen de estabilidad para evitar posibles fallos.

El artículo presenta un modelo eléctrico de un propulsor de electrospray basado en componentes electrónicos básicos, verificado con datos experimentales usando MATLAB/SIMULINK. Este modelo permite el diseño basado

en datos y la exportación de parámetros a otros simuladores eléctricos.

El artículo se divide en seis secciones. La Sección II describe la física del electrospray. La Sección III revisa modelos existentes y presenta el nuevo modelo. La Sección IV verifica el modelo con datos experimentales del propulsor ATHENA-XM0 y realiza un análisis de errores. En la Sección V se compara el modelo con otros disponibles en la literatura para validar su precisión. Finalmente, la Sección VI presenta las contribuciones e implicaciones del artículo.

II. PRINCIPIO OPERACIONAL DEL PROPULSOR DE ELECTROSPRAY

Los propulsores de electrospray usan líquidos conductores, como los líquidos iónicos, para acelerar partículas mediante extracción electrostática. Los líquidos iónicos son sales fundidas a temperatura ambiente que contienen iones moleculares positivos y negativos. La Fig. 1 muestra el principio de funcionamiento. [2]

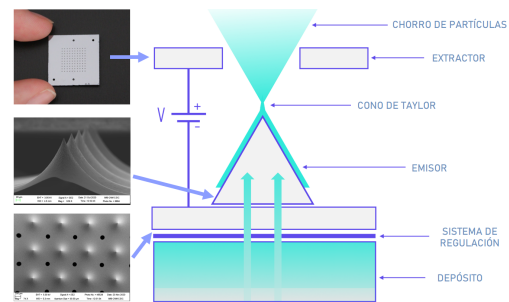


Figura 1. Propulsor de electrospray: principio operacional.

El campo eléctrico necesario para producir emisión en un propulsor de electrospray se consigue gracias a los conos que componen la superficie del emisor, que concentran el campo eléctrico en su punta cuando se les aplica un alto voltaje. Los conos suelen estar en el orden de cientos de micrómetros y se multiplican en matrices para formar un chip cuadrado llamado emisor. El líquido iónico se introduce en el emisor y migra hacia la punta de los conos debido a fuerzas capilares, formando (debido al campo eléctrico y el equilibrio de fuerzas electrostáticas e hidrostáticas) un cono de Taylor [4] o una cúpula [5] dependiendo de las condiciones. El emisor se combina con un extractor que tiene una matriz de aperturas que se alinean con los conos del emisor.

Los propulsores de electrospray pueden emitir en ambas polaridades, lo que reduce la carga residual en la nave espacial sin necesidad de un cátodo adicional. [6] La curva I-V del propulsor es no lineal y las emisiones positivas y negativas son asimétricas.

El voltaje de inicio del propulsor de electrospray (Ec. 1 [7]) depende de la tensión superficial del líquido (γ), la distancia entre el emisor y extractor (D) y el radio del cono (r). Por debajo de este voltaje, las fuerzas de tensión superficial contrarrestan la fuerza electrostática, evitando la emisión. ε_0 corresponde a la constante de permitividad en el vacío.

$$V_0 \approx \sqrt{\frac{\gamma r}{\varepsilon_0}} \ln \left(\frac{2D}{r} \right) \quad (1)$$

El voltaje aplicado al emisor de un propulsor de electrospray controla la corriente y la fuerza de empuje, ya que el campo eléctrico acelera los iones a alta velocidad. [8] La velocidad de las partículas emitidas (u) y el impulso específico varían con la raíz cuadrada del voltaje aplicado (Ec. 2). La relación $\frac{u}{m}$ corresponde a la carga específica de la partícula.

$$u_i = \sqrt{2 \left(\frac{q}{m} \right)_i V} \quad (2)$$

Ec. 3 [5] describe la relación entre la corriente normalizada ($\hat{I} = I/I^*$) y el campo eléctrico normalizado ($\hat{E} = E_n/E^*$) en el régimen de emisión pura de iones para un emisor capilar, ambas respecto a un valor de referencia. La cantidad adimensional χ es la relación entre el tiempo característico de relajación de carga y el tiempo característico de emisión, y ψ es una constante adimensional que depende de la geometría del conjunto emisor-extractor. El campo eléctrico normalizado es directamente proporcional al voltaje aplicado, escalado por una constante que depende de la geometría del conjunto emisor/extractor.

$$\hat{I} = \frac{1}{\hat{E}^3 [1 + \chi e^{\psi(1-\sqrt{\hat{E}})}]} \quad (3)$$

Sin embargo, experimentalmente, las curvas I-V pueden describirse mediante una aproximación exponencial simple de la forma de la Ec. 4 [9], donde I_0 y N son constantes de ajuste y V_0 corresponde al voltaje de inicio de la emisión.

$$I = I_0(T) e^{\left(\frac{V}{V_0(T)} \right)^N} \quad (4)$$

La Ec. 4 es similar a la ecuación de Schokley [10] para un diodo ideal y se convierte en el punto de partida del modelo propuesto en este trabajo.

III. MODELO ELÉCTRICO EQUIVALENTE PARA PROPULSOR DE ELECTROSPRAY

III-A. Aproximaciones previas.

La respuesta eléctrica I-V puede modelarse con una fuente de corriente dependiente del voltaje (Ec. 4 [9], [11]).

La Ec. 5 describe la emisión positiva (la emisión negativa se obtiene invirtiendo el signo de la corriente emitida). A voltajes

inferiores al voltaje de inicio (V_0), la relación es exponencial, controlada por A y B , que se relacionan con la energía de activación del proceso y otras constantes físicas, siendo una aproximación similar a la Ec. 4. El comportamiento de emisión después del régimen exponencial se puede aproximar como un ajuste lineal, para cada polaridad de emisión, controlado por el voltaje de inicio, V_0 , y un factor constante de pendiente, m .

$$I(V) = \begin{cases} AV \left(e^{B\sqrt{V}} \right), & V \leq V_0 \\ \frac{(V-V_0)^2}{m}, & V > V_0 \end{cases} \quad (5)$$

Es posible encontrar en otros artículos sobre convertidores de potencia para propulsores electrospray [12-15] que se usa una aproximación de resistencia lineal (R) para el diseño del punto de operación, ignorando el comportamiento no lineal del propulsor y los procesos físicos subyacentes al cambio de estado. La ecuación 6 se utiliza bajo la suposición de que no hay emisión antes del voltaje de inicio.

$$I(V) = \begin{cases} 0, & V \leq V_0 \\ \frac{V-V_0}{R}, & V > V_0 \end{cases} \quad (6)$$

El control digital ofrece la posibilidad de implementar leyes de control sofisticadas que consideran no linealidades, variaciones de parámetros y tolerancias de construcción, además de permitir una fácil modificación y reprogramación sin cambios significativos en el hardware. Sin embargo, para operar correctamente el propulsor de electrospray, se requiere una modelización precisa, por lo que la aproximación de la ecuación 6 es insuficiente. Un modelo eléctrico más preciso, presentado en [16], considera al propulsor como un circuito eléctrico con una fuente de voltaje en serie con un diodo y una resistencia, lo que se traduce en la ecuación 7.

$$V = IR + \frac{1}{C_2} \ln(1 + I/C_1) \quad (7)$$

Las constantes C_1 y C_2 dependen de los parámetros experimentales y varían con la geometría del emisor, la distancia al extractor, la temperatura y las propiedades del líquido. Estas constantes reemplazan la corriente de saturación y el coeficiente de emisión de un diodo. [16]

III-B. Modelo propuesto.

La Fig. 2 muestra el nuevo modelo del propulsor de electrospray, basado en el circuito eléctrico equivalente de una lámpara fluorescente de cátodo frío (CCFL). [17] Cada polaridad se modela con componentes iguales y se identifican con subíndices (X_P para positivo y X_N para negativo), ya que el propulsor no es simétrico (a diferencia del modelo CCFL).

El modelo está formado (por polaridad) por:

- Diodo Zener D_Z : Representa la región de corriente cero cuando $V < V_0$.

La Ec. 8 [10] describe el comportamiento del diodo Zener. V_0 es la tensión de ruptura del diodo y R_Z es una

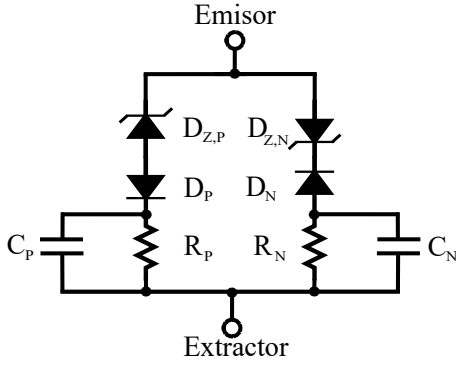


Figura 2. Modelo equivalente propuesto para el propulsor de electrospray.

resistencia parásita considerada insignificante, de valor inferior a $1m\Omega$.

$$V_{D,Z} = V_0 + IR_Z \approx V_0 \quad (8)$$

- Diodo D : Representa la región exponencial.

El diodo se rige por la ecuación de Schokley 9. [10] I_S es la corriente de saturación del diodo y n es el coeficiente de emisión. El valor de n depende del material y la estructura del diodo. V_T (Ec. 10) es la tensión térmica que se calcula utilizando la constante de Boltzmann k , la temperatura absoluta de la unión p-n T , y la carga de un electrón q . Se supone que la tensión de ruptura inversa del diodo es infinita.

$$I_D = I_S \left(e^{\frac{V_D}{nV_T}} - 1 \right) \quad (9)$$

$$V_T = \frac{kT}{q} \quad (10)$$

- Resistencia R : Representa la región lineal.

Los propulsores de electrospray emiten corriente en el rango de $10 - 1000\mu A$. Por lo tanto, en el modelo, R se supone una gran resistencia de al menos $100k\Omega$.

- Condensador C : Representa la capacitancia parásita generada por el conjunto emisor/extractor.

La capacidad de un condensador de placas planas se describe mediante la Ec. 11, donde ϵ_0 es la permitividad del vacío, d la distancia entre placas, y A es el área de la placa. La capacitancia del propulsor de electrospray ATHENA-XM0 es del orden de decenas de picofaradios ($30pF$), pero su influencia no es crítica, ya que actuará como un circuito abierto una vez cargado.

$$C = \frac{\epsilon_0 A}{d} \quad (11)$$

La ecuación 12 describe la respuesta estática I-V del modelo de propulsor de electrospray para emisión positiva, y se obtiene aplicando la segunda ley de Kirchhoff a la combinación en serie de D_Z , D y R . La emisión negativa se obtiene invirtiendo el signo de la corriente emitida.

$$V = V_0 + RI + nV_T \ln(1 + I/I_S) \quad (12)$$

El modelo, al ser compuesto por elementos básicos, es exportable a cualquier herramienta de simulación eléctrica, y los valores de los parámetros de los componentes positivos y negativos pueden ser obtenidos mediante un método de aproximación iterativa, ya que no es posible resolverlos directamente.

IV. VERIFICACIÓN EXPERIMENTAL DEL MODELO PRESENTADO USANDO MATLAB/SIMULINK

IV-A. Datos experimentales.

El modelo propuesto fue validado con datos experimentales obtenidos del propulsor de electrospray ATHENA-XM0 de IENAI Space (Fig. 3). Este propulsor está compuesto por 101 emisores externamente humedecidos con nano-texturización. Para su caracterización se utilizaron formas de onda triangulares de $-1300V$ a $1300V$ y se midió la corriente emitida a temperaturas de $30^\circ C$, $40^\circ C$ y $50^\circ C$ [18](rango de temperatura limitado por los materiales del propulsor). Los ensayos confirmaron la estabilidad de la corriente emitida dentro de estas condiciones. El rango de voltaje operativo del ATHENA-XM0 es de $|1000 - 1400|V$. Las curvas I-V experimentales se muestran en la Fig. 4.

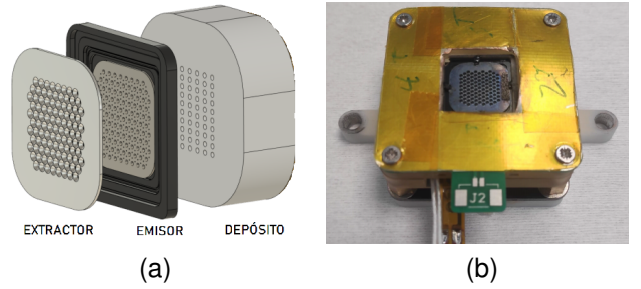


Figura 3. Cabezal del propulsor ATHENA-XM0. (a) Vista explosionada. (b) Montaje experimental.

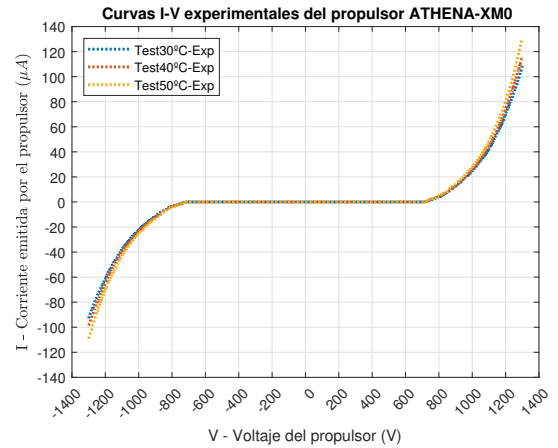


Figura 4. ATHENA-XM0 curvas I-V experimentales.

IV-B. Extracción de los parámetros

Los parámetros se obtienen mediante mínimos cuadrados no lineales ajustados a las curvas de la Fig. 4. Las Tabla I

muestran los valores obtenidos para cada conjunto de datos (Test30°C, Test40°C y Test50°C) y para ambas polaridades.

Tabla I
VALORES EXTRAIDOS PARA LOS COMPONENTES.

Test30°C			
Componente	Ec. 12 Parámetro	Valor	Unidades
$D_{Z,P}$	V_0	727	V
D_P	n	9423	-
R_P	I_S	12	μA
R_P	R	101	$k\Omega$
$D_{Z,N}$	V_0	730	V
D_N	n	8775	-
D_N	I_S	11	μA
R_N	R	512	$k\Omega$
Test40°C			
Componente	Ec. 12 Parámetro	Valor	Unidades
$D_{Z,P}$	V_0	720	V
D_P	n	8583	-
D_P	I_S	11	μA
R_P	R	120	$k\Omega$
$D_{Z,N}$	V_0	725	V
D_N	n	8925	-
D_N	I_S	11	μA
R_N	R	252	$k\Omega$
Test50°C			
Componente	Ec. 12 Parámetro	Valor	Unidades
$D_{Z,P}$	V_0	713	V
D_P	n	8126	-
D_P	I_S	11	μA
R_P	R	100	$k\Omega$
$D_{Z,N}$	V_0	720	V
D_N	n	8901	-
D_N	I_S	12	μA
R_N	R	100	$k\Omega$

IV-C. Simulación y cálculo del error.

La Fig. 5 muestra el circuito usado en la simulación donde se han aplicado los valores de la Tabla I.

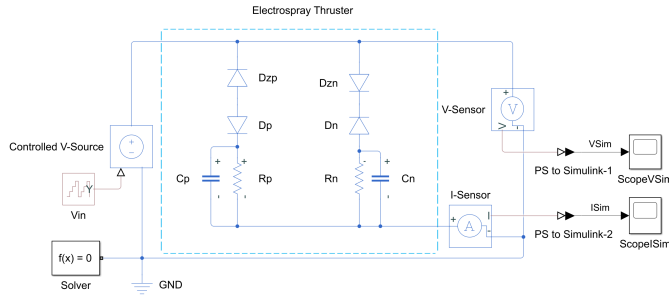
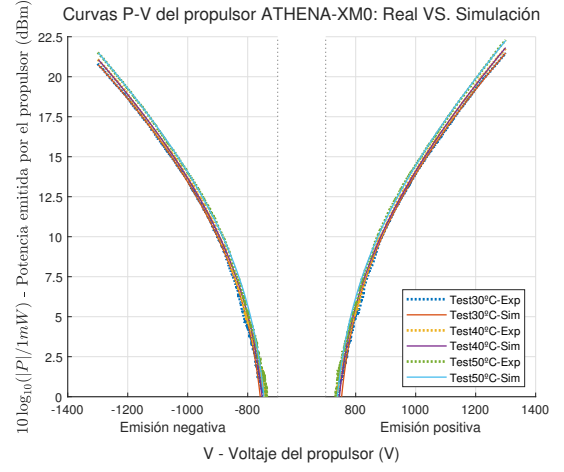


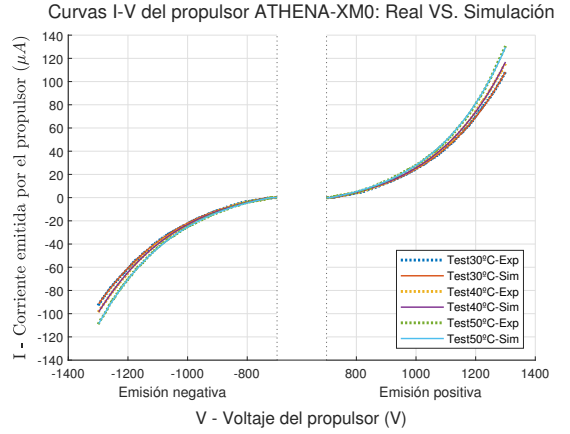
Figura 5. Circuito de simulación del modelo equivalente propuesto en MATLAB/Simulink.

La Fig. 6a muestra la discrepancia en la potencia emitida entre las curvas simuladas y experimentales. Se asume que la potencia emitida por el propulsor está por encima de 1 mW y, por lo tanto, se han expresado las curvas en decibelios por milivatio (dbm) para una comparación más fácil (0dbm = 1mW) y para identificar tendencias. Además, en la Fig. 6b se presenta una vista detallada de las áreas de emisión positiva y negativa de las curvas comparadas. Se observa que las curvas simuladas se ajustan bien a los datos experimentales en todo

el rango de entrada. La zona de no emisión se ha excluido, ya que tanto las curvas simuladas como las reales tienen un valor de cero en esta región.



(a)



(b)

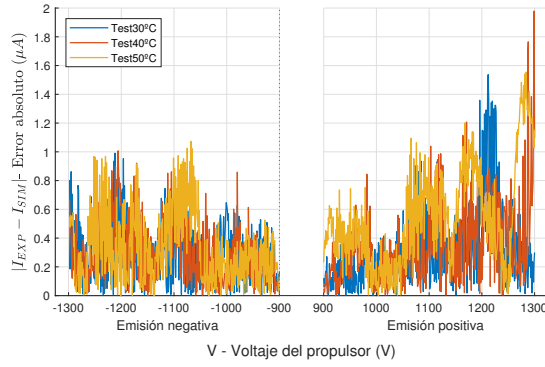
Figura 6. Curvas pertenecientes a Athena-XM0 (área de emisión): Real Vs. Simulada. (a) P-V (dbm-V). (b) I-V (μA -V).

La Fig. 7 muestra los gráficos de error absoluto y relativo de corriente entre las curvas simuladas y experimentales. Para evitar daños en el emisor, es necesario un arranque suave del convertidor de potencia para evitar que fluya una corriente excesiva de arranque en el propulsor. El propulsor ATHENA-XM0 debe operar en el rango de $|1000 - 1400|V$ y la precisión del sensor de corriente es de aproximadamente $1\mu A$. Por lo tanto, el rango en la Fig. 7 es de $|900 - 1400|V$ considerando $|900|V$ como el valor de voltaje inicial en la operación regular que se aumentará hasta el punto de operación nominal.

Como puede verse en la Fig. 7a, el error absoluto del modelo es siempre inferior a $2\mu A$. Esta cantidad de error es muy baja teniendo en cuenta que la sensibilidad de medida es $1\mu A$. Además, el modelo presenta menos del 4% de error en todo el rango mostrado en la Fig. 7b.

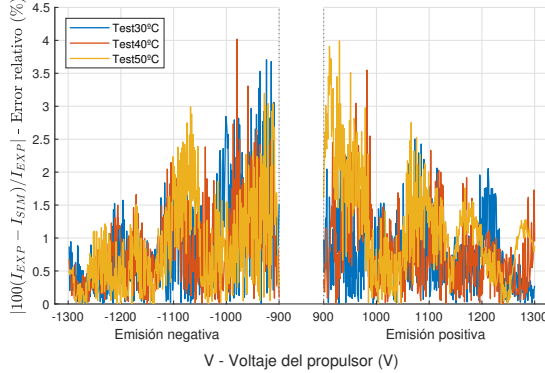
Hasta este punto del estudio, se ha demostrado que la

Modelo del propulsor para ATHENA-XM0: Error de corriente absoluto Vs. voltaje



(a)

Modelo del propulsor para ATHENA-XM0: Error de corriente relativo Vs. voltaje



(b)

Figura 7. Curvas de error de corriente calculadas para las curvas experimentales de Athena-XM0 respecto a las obtenidas en simulación. (a) Error absoluto. (b) Error relativo.

estructura del modelo utilizado es capaz de representar adecuadamente la curva I-V. Además, se ha confirmado que el procedimiento de ajuste es suficientemente preciso y adecuado para los propósitos de la investigación. Se realiza una comparación con los modelos presentados de la literatura en la Sección V.

V. COMPARACIÓN CON DATOS EXPERIMENTALES DEL MODELO PRESENTADO VS. MODELOS DE LA LITERATURA

Esta sección compara el modelo presentado en este artículo con los modelos descritos en la Sección III-A, utilizando los datos experimentales Test40°C. La Tabla II presenta una comparación de los modelos, incluyendo los componentes necesarios para exportar el modelo a un simulador eléctrico, la ecuación del modelo, la referencia de la literatura y los datos de error. Esta tabla permite una comparación clara y concisa de los modelos, y muestra que el modelo presentado en este artículo tiene un mejor rendimiento en términos de error absoluto y relativo, lo que lo convierte en una contribución significativa.

La Fig. 8 muestra las curvas I-V simuladas y experimentales, mientras que la Fig. 9 presenta las gráficas de error para

Comparación de modelos para ATHENA-XM0 TEST40°C: curvas I-V

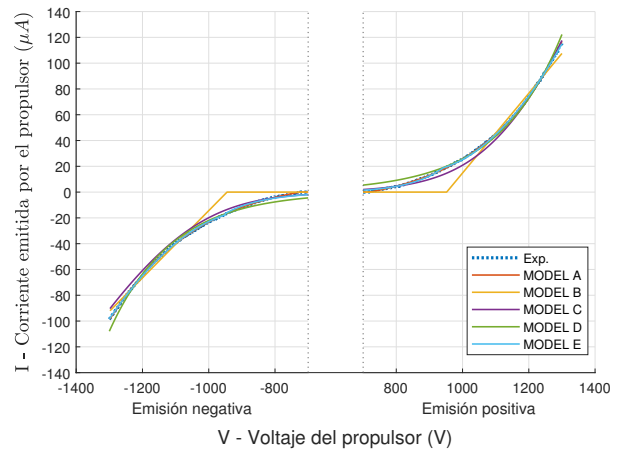


Figura 8. Curva I-V experimental del Test40°C Vs. curvas generadas con los modelos de simulación respecto de la experimental.

los modelos comparados en la Tabla II. El Modelo B, que utiliza una resistencia en serie, muestra el peor rendimiento ya que no logra capturar la no linealidad del propulsor de electrospray. El Modelo C, que incorpora un diodo en serie con una resistencia, mejora el Modelo B, pero aún está rezagado respecto al modelo presentado en este artículo. El Modelo D y el Modelo E, ambos basados en una fuente de corriente conductual, ofrecen un rendimiento mejorado, pero todavía tienen limitaciones en sus aproximaciones y la dificultad para extraer parámetros precisos. Por otro lado, el modelo presentado en este artículo muestra el mejor rendimiento al presentar una estrecha concordancia con los datos experimentales.

VI. CONCLUSIÓN

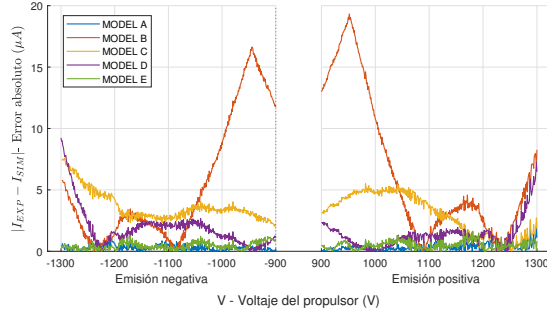
En el presente artículo se expone un modelo eléctrico de alta precisión y asimétrico para propulsores de electrospray que emplea componentes electrónicos básicos. Este modelo ha sido construido a partir de datos experimentales validados a través de simulaciones en Simulink, lo que constituye una importante contribución al campo, mejorando significativamente la representación del propulsor como carga eléctrica en las simulaciones de convertidores que suministran energía a estos sistemas. Asimismo, el modelo podría utilizarse en análisis de misión [19] para evaluar el diseño del sistema de propulsión, sus requisitos y el impacto en otros subsistemas y operaciones.

En futuros trabajos, se espera incorporar factores adicionales que afecten el comportamiento de los propulsores de electrospray, como la contaminación del extractor, la variación de temperatura, la carga residual del vehículo espacial y la degradación del emisor debido a las propiedades del líquido iónico. Esto permitirá una representación más precisa del comportamiento de los propulsores de electrospray en las simulaciones de vida útil.

Tabla II
COMPARACIÓN DEL MODELO PRESENTADO VS. MODELOS DE LA LITERATURA USANDO EL SET DE DATOS TEST40°C

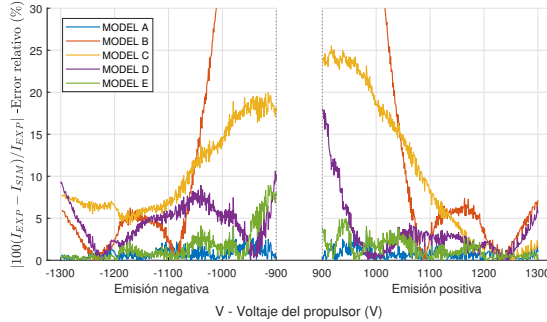
	ID	Componentes (por polaridad)	Ecuación	Referencia	Error absoluto (Máximo) (μA)	Error relativo (Máximo) (Positivo, %)	Error relativo (Máximo) (Negativo, %)
Modelo presentado en este artículo Zener+Diodo+(Resistencia Condensador)	A	4	Ec. 12	-	1.98	2.33	2.39
Resistencia por encima del voltaje de inicio	B	1	Ec. 6	[12-15]	19.33	42.25	37.69
Resistencia+Diodo	C	2	Ec. 7	[16]	7.56	19.04	14.68
Función exponencial (Fuente de corriente)	D	1	Ec. 4	[9]	9.23	6.33	9.36
Función por partes (Fuente de corriente)	E	1	Ec. 5	[11]	2.49	3.85	4.09

Comparación de modelos para ATHENA-XM0 TEST40°C: Error en corriente absoluto Vs. voltaje



(a)

Comparación de modelos para ATHENA-XM0 TEST40°C: Error de corriente relativo Vs. voltaje



(b)

Figura 9. Curvas de error para la corriente usando el Test40°C en los modelo de simulación (a) Error absoluto. (b) Error relativo.

REFERENCIAS

- [1] J. Mueller, R. Hofer and J. Ziemer. 2010, 5. "Survey of propulsion technologies applicable to cubesats," Presented at 57th JANNAF Propulsion Meeting. [ONLINE] Available: <https://hdl.handle.net/2014/41627>
- [2] A. R. Tummala and A. Dutta, "An Overview of Cube-Satellite Propulsion Technologies and Trends," Aerospace, vol. 4, no. 4, p. 58, Dec. 2017, doi: 10.3390/aerospace4040058
- [3] M. Turzynski and W. J. Kulesza, "A Simplified Behavioral MOSFET Model Based on Parameters Extraction for Circuit Simulations," IEEE Transactions on Power Electronics, vol. 31, no. 4, pp. 3096-3105, April 2016, doi: 10.1109/TPEL.2015.2445375.
- [4] J. F. De La Mora and I. G. Loscertales, "The current emitted by highly conducting Taylor cones," Journal of Fluid Mechanics, vol. 260, pp. 155-184, 1994.
- [5] C. S. Coffman, "Electrically-assisted evaporation of charged fluids : fundamental modeling and studies on ionic liquids," Ph.D. dissertation, Space Propulsion Lab., Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, USA, 2016.
- [6] P. Lozano, M. Martinez-Sanchez, "Ionic liquid ion sources: Suppression of electrochemical reactions using voltage alternation," Journal of colloid and interface science, vol 280, pp. 149-54, 2004.
- [7] P.D. Prewett, G.L.R. Mair, "Focused ion beams from liquid metal ion sources". in Research Studies Press, vol 1, the University of Michigan, MI, USA: Wiley, 1991.
- [8] J. F. Mora, G. J. Van Berkel, C. G. Enke, R. B. Cole, M. Martinez-Sanchez, and J. B. Fenn., "Electrochemical processes in electrospray ionization mass spectrometry," in Journal of Mass Spectrometry, Vol. 35, No. 8, pp. 939-952, Aug. 2000, doi: 10.1002/1096-9888(200008)35:8<939::AID-JMS36>3.0.CO;2-V
- [9] L. F. Velasquez-Garcia, A. I. Akinwande and M. Martinez-Sanchez, "A Planar Array of Micro-Fabricated Electrospray Emitters for Thruster Applications," in Journal of Microelectromechanical Systems, vol. 15, no. 5, pp. 1272-1280, Oct. 2006, doi: 10.1109/JMEMS.2006.879710.
- [10] A. S. Sedra, K. C. Smith, "Microelectronic Circuits," in Oxford University Press, NY, USA: New York: Holt Rinehart and Winston, 2004.
- [11] F. Hicks, "Spacecraft charging and attitude control characterization of electrospray thrusters on a magnetically levitated testbed", Ph.D. dissertation, Space Propulsion Lab., Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, USA, 2017.
- [12] Weiser, N., "Dual High-Voltage Power Supply for use On Board a CubeSat", Ms.C. Dissertation, Electrical Engineering Dept., California Polytechnic State University, California, CA, USA, 2014.
- [13] B. P. Baddipadiga, S. Strathman, M. Ferdowsi and J. W. Kimball, "A high-voltage-gain DC-DC converter for powering a multi-mode monopropellant-electrospray propulsion system in satellites", 2018 IEEE Applied Power Electronics Conference and Exposition (APEC), San Antonio, TX, USA, 2018, pp. 1561-1565, doi: 10.1109/APEC.2018.8341224.
- [14] J. Eisen, B. Cline, S. P. Berg and J. Rovey, "Power processing unit and feed system development for a multimode spacecraft propulsion system", 2021 AIAA Propulsion and Energy Forum, virtual event, 2021, doi: 10.2514/6.2021-3428.
- [15] K. J. Prasad Veeramraju and J. W. Kimball, "An Improved Power Processing Unit for Multi-Mode Monopropellant Electrospray Thrusters for Satellite Propulsion Systems", 2019 IEEE Energy Conversion Congress and Exposition (ECCE), Baltimore, MD, USA, 2019, pp. 1302-1309, doi: 10.1109/ECCE.2019.8913026.
- [16] F. A. Hill, E. V. Heubel, P. P. de Leon and L. F. Velásquez-García, "High-Throughput Ionic Liquid Ion Sources Using Arrays of Micro-fabricated Electrospray Emitters With Integrated Extractor Grid and Carbon Nanotube Flow Control Structures", in Journal of Microelectromechanical Systems, vol. 23, no. 5, pp. 1237-1248, Oct. 2014, doi: 10.1109/JMEMS.2014.2320509.
- [17] M. Jordan and J. A. O'Connor, "Resonant fluorescent lamp converter provides efficient and compact solution", Proceedings Eighth Annual Applied Power Electronics Conference and Exposition, San Diego, CA, USA, 1993, pp. 424-431, doi: 10.1109/APEC.1993.290695.
- [18] Villegas-Prados, D., "Impact of the propellant temperature on the performance of externally wetted electrospray thrusters. 2022 International Electric Propulsion Conference (IEPC), Boston, MA, USA, 2022.
- [19] G. Di Pasquale, M. Sanjurjo Rivo and D. Perez-Grande, "A Novel Variable-Specific Impulse Optimization Methodology for Modulable Electric Propulsion Systems", 2023 AIAA SciTech Forum, National Harbor, MD, USA, 2023. doi: 10.2514/6.2023-2646.