

Diseño del Modelo de Ingeniería del Propulsor de Plasma Pulsante Ablativo P4S-2

Carlos Alberto Vitulich ^{#1}, Mauro Gastón Gómez ^{#2}

[#]Centro de Investigaciones Aplicadas, DGID

Ruta 20 kilómetro 5.5, C.P. X5010JMX, Córdoba, Córdoba, República Argentina

¹ carlosalbertovitulich@gmail.com.ar

² ing.gomezmauro@live.com

Abstract— P4S-2 Ablative Pulsed Plasma Thruster design is presented, which includes both mechanical and electronic systems. A pre-design is tested by numerical simulations, leading to the engineering model, which also considers manufacture, assembly and integration requirements. In addition, a description of both the ignition module and the high voltage power supply are given and laboratory tests results are showed. These data provides enough information in order to achieve the thruster final design, allowing the initiation of the next stage: manufacturing and testing of the structural and electronic components.

Resumen— Se presenta el diseño del Propulsor de Plasma Pulsante Ablativo P4S-2, tanto mecánico como de su electrónica asociada. A partir de simulaciones numéricas para optimizar un prediseño, se define el modelo de ingeniería, teniendo en cuenta requerimientos de fabricación, montaje e integración. Por otra parte, los diseños del módulo de ignición y fuente de alta tensión son descriptos y resultados de ensayos de laboratorio son presentados. Aunando todos los procesos se tiene como resultado el diseño del propulsor, quedando pendiente la fabricación y ensayos de los componentes estructurales y electrónicos.

I. INTRODUCCIÓN

Los Propulsores de Plasma Pulsante Ablativos son un tipo de propulsión eléctrica [1], basada en la utilización de potencia eléctrica para generar y acelerar electromagnéticamente plasma, resultando en un empuje de tipo pulsante. Estos dispositivos presentan las siguientes ventajas: (1) masa reducida, (2) funcionamiento a bajos niveles de potencia, (3) altas velocidades de escape, (4) altos valores de I_{SP} , utilización de propelente sólido estable (PTFE) y (5) carencia de partes móviles [2]. Un PPPA está básicamente compuesto por un banco de capacitores y dos electrodos, entre los cuales se coloca el propelente a ablacionar (usualmente una pastilla de PTFE), además de una bujía de descarga superficial, cuya función es iniciar la reacción.

El proyecto PROPELSAT tiene como objetivo el desarrollo de un propulsor de plasma pulsante ablativo de electrodos de geometría coaxial y propelente de PTFE, para ser montado en el microsatélite μ SAT-3. Tal sistema tiene la función de realizar tareas como *station keeping* y maniobras orbitales en general, así como posible sistema secundario de control de actitud.

A. Antecedentes del Diseño del P4S-2

Conceptualmente, el desarrollo del propulsor de plasma ha pasado por cinco etapas:

1) *Diseño, Construcción y Ensayos del Modelo de Desarrollo del Propulsor P4S-1* [3].

2) *Rediseño del PPPA*: para cumplir con los requerimientos de la misión. Básicamente requiere la utilización de dos propulsores en vez de uno solo.

3) *Modelado del Problema Físico y Programación*: contrastación de los resultados del código con resultados experimentales [4].

4) *Simulación*: corridas del código con distintas configuraciones del P4S-2, con el objetivo de optimizar los parámetros eléctricos y dimensionales [4].

Como resultado se obtienen tanto la geometría y dimensiones de los electrodos como la capacidad y voltaje del banco de capacitores. En este punto se posee la información necesaria para realizar un diseño mecánico y electrónico definitivo del modelo de ingeniería del propulsor de plasma P4S-2.

B. Antecedentes de los Circuitos Electrónicos del P4S-2

Los circuitos electrónicos asociados al propulsor de plasma han ido variando de acuerdo a los requerimientos en cada etapa.

1) *Modelo de Desarrollo P4S-1*: Fuente DC/DC de alta tensión con salida regulada entre 2,5kV y 4kV para cargar el banco de capacitores de 3 μ F en 1s. Módulo de ignición con capacidad para disparar una bujía "Champion" – de un turbo reactor ATAR 09C- con tensión de disparo de 2kV. En el modelo de desarrollo la electrónica asociada al propulsor estaba ubicada fuera de la cámara de vacío durante los ensayos, por lo que volumen y resistencia al vacío no eran requerimientos [5].

2) *Modelo de Ingeniería del P4S-1*: Fuente DC/DC de alta tensión con salida regulada de 4,2kV para cargar el banco de capacitores de 2,6 μ F en 200ms. Módulo de ignición con los mismos requerimientos eléctricos que anterior pero, al igual que la fuente de alta tensión, capaz de soportar ambiente de alto vacío, con dissipación de calor por conducción y dimensionalmente acorde a la caja electrónica [6].

II. DISEÑO MECÁNICO DEL P4S-2

El diseño mecánico debe cumplir con los parámetros dimensionales y geométricos necesarios para el correcto funcionamiento del propulsor. También es necesario tener en cuenta que deben fabricarse los distintos componentes y prever un montaje adecuado -y tan simple como sea posible- no solo entre ellos, sino también del conjunto sobre la platinina inferior del μ SAT-3.

A. Requerimientos de Diseño del P4S-2

Como resultado de lo mencionado en la sección I-A, se infieren los requerimientos del diseño del PPPA en el μ SAT-3:

- 1) *Impulso Total*: 1500 [Ns].
- 2) *Número de Propulsores*: 2.
- 3) *Frecuencia de Disparo Máxima*: 5
- 4) *Número Máximo de Pulses*: 10^7 , dentro de los cuales debe alcanzarse el ΔV de la misión.
- 5) *Minimización de Masa*: cualquier exceso en la masa del propulsor es penalizante para el microsatélite.
- 6) *Minimización de Volumen para Integración*: se debe evitar la interferencia con otros componentes del microsatélite.
- 7) *Disipación de Calor*: el conjunto debe poseer caminos térmicos capaces de disipar el calor generado en la cámara de reacción y en las placas electrónicas.

La evolución conceptual del PPPA se puede apreciar en la Fig. 1.

El P4S-1 fue pensado para montarse una sola unidad en el μ SAT-3. No obstante, adolece tanto de un bit-impulso insuficiente como de un volumen excesivo para ocupar en el microsatélite, problemas que se pretende solucionar con el propulsor P4S-2.

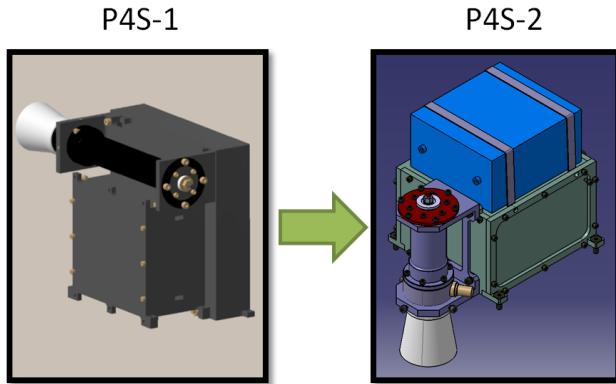


Fig. 1. Evolución del modelo de ingeniería del Propulsor de Plasma Pulsante Ablativo.

B. Componentes principales del PPPA P4S-2

El P4S-2 se divide en los mismos subconjuntos que su antecesor P4S-1:

1) *Grupo Propulsor*: es el subconjunto que contiene la cámara de reacción o aceleración, el propelente y las bujías de ignición. La bancada fija su posición y brinda caminos térmicos para la disipación de la potencia absorbida por los electrodos.

2) *Caja de Electrónica*: brinda soporte mecánico, blindaje electromagnético y disipación el calor generado por los circuitos electrónicos de potencia.

3) *Banco de Capacitores*: compuesto por 7 capacitores de $0,25\mu F$ 5kV "SM502G254F" de la firma *Pacific Capacitor Co*, conectados en paralelo dando una capacidad total de $1,75\mu F$.

4) *Bujías de ignición*: habiendo sido planeada la utilización de bujías de uso aeroespacial de origen chino, actualmente está en proceso de desarrollo un sistema de PTFE de descarga superficial.

En la Fig. 2 se indican los distintos componentes del propulsor y la disposición actual.

Los subconjuntos deben conformar una unidad con la integridad estructural necesaria para soportar las cargas de aceleración y vibración en la fase de lanzamiento del microsatélite.

C. Elección de Materiales

Originalmente pensada en Al 2024, la caja electrónica se realizará finalmente en aleación de magnesio AZ31B. Siendo el principal objetivo la reducción de masa en aproximadamente 60%, aquella precisa aleación es la disponible en el mercado.

Con respecto al grupo propulsor, sus componentes principales son los electrodos y el propelente. Para el cátodo, si bien para el modelo de vuelo se prevé una aleación de W(75%)-Cu(25%) [3], fabricado por sinterizado en el exterior de la República Argentina, para el modelo de vuelo se utilizará cobre para su construcción. Con respecto al ánodo, está prevista la utilización de cobre comercial.

Ciertos componentes aislantes internos y externos serán construidos en Al2O3 99.5%.

Componentes estructurales del grupo propulsor, tales como la bancada como el cilindro exterior que da cuerpo al conjunto se fabrican en Al 2024.

Finalmente, la tobera del propulsor está conformada en una poliamida comercial (Grilon).

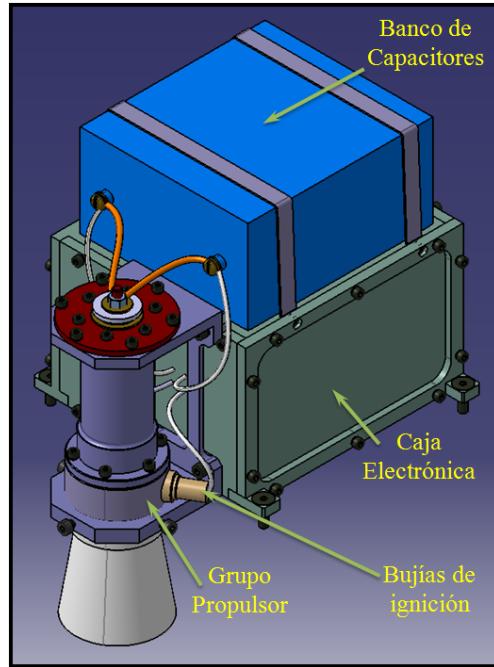


Fig. 2. Subconjuntos del P4S-2.

D. Realización del Modelo 3D

Todos los componentes y subconjuntos fueron realizados en un software de diseño 3D, el cual permite flexibilidad en un diseño integral del conjunto y la asignación de materiales a los componentes, lo que conlleva a una estimación

suficientemente concreta de masa, imprescindible en el área aeroespacial.

E. Consideraciones de Diseño

El cambio de configuración apreciado en la Fig. 1 permite disminuir la longitud de los conectores, logrando aminorar la inductancia fija del circuito, lo cual tiene como resultado una mejora en la performance del propulsor, [1] [2].

Las paredes de la caja electrónica y la bancada presentan cambios de espesor y vaciados con el objetivo de disminuir la masa del conjunto. Tal operación está limitada por la capacidad de realizarla en las máquinas herramientas correspondientes y por la rigidez mecánica que el conjunto puede perder con la pérdida de material.

Otra consideración de importancia es el contacto con la platina inferior del microsatélite de las tapas laterales de la caja, las cuales alojan las placas electrónicas del módulo de ignición y la fuente de alta tensión. Dichas placas disipan una potencia significativa, por lo que es necesario un camino térmico de conducción hacia las platinas con la menor cantidad de resistencias de contacto posibles.

III. CIRCUITOS ELECTRÓNICOS DEL P4S-2

Los circuitos electrónicos asociados al P4S-2 son: la Unidad de Proceso de Potencia (PPU) y el sistema de medición de la corriente de descarga del banco de capacitores.

La PPU, a su vez, se divide en dos circuitos: la Fuente de Alta Tensión (FAT) que toma energía de las baterías del μ SAT-3 y carga el banco de capacitores a una tensión de 4kV, y el Módulo de Ignición (MI) que acciona las bujías para dar comienzo al proceso de ablación.

A. Requerimientos de Diseño

Los requerimientos que atan en general a los circuitos electrónicos son:

1) Alta Densidad de Potencia: debido a la minimización del volumen y masa detallados en la sección II-A

2) Eficiencia $\geq 80\%$

3) *Frecuencia de Disparo Máxima: 5*

4) *Disipación de Calor*: se debe evacuar el calor de los componentes electrónicos hacia la caja electrónica por conducción.

5) *Aislación Galvánica*: es necesario aislar galvánicamente las señales de control y el bus del satélite de las abruptas descargas producidas en el propulsor.

6) Reducción de EMI: a fin de evitar las interferencias con los demás subsistemas del micro-satélite.

B. Diseño

1) Módulo de Ignición. El módulo de ignición del P4S-2 tiene la capacidad de disparar dos bujías, no simultáneamente, a una frecuencia máxima de 5Hz. El circuito consta de un convertidor DC/DC que almacena 1 Joule de energía en un capacitor de $8\mu\text{F}$ que luego se descarga a través del devanado primario de uno de los dos transformadores de salida mediante la activación del SCR correspondiente, Fig. 3. La relación de transformación de

los transformadores de pulso se escoge de acuerdo a la tensión de disparo de las bujías a emplear.

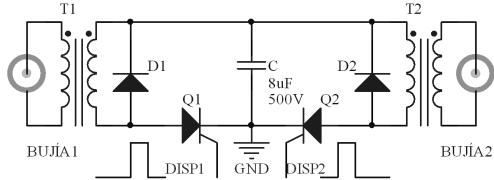


Fig. 3. Circuito de disparo para dos bujías.

El convertidor DC/DC de 5W de potencia de salida es de topología *Push-Pull* utiliza el circuito integrado UC1825A como controlador. Dado que el transformador es el elemento de mayor masa del convertidor, se eleva la frecuencia de conmutación de 25 a 100 kHz para disminuir su masa. La relación de transformación cercana a 50 veces, sumado a la elevada frecuencia, hacen de la inductancia de dispersión un problema no menor. Intercalar capas de primario y secundario reduce la intensidad de la fuerza magneto-motriz (MMF) entre los devanados lo que resulta en un menor flujo de dispersión [7].

Siguiendo esta técnica, se desarrolló una serie de 3 transformadores en núcleo de ferrita EE25/13/7 (T12/500FA, T12/500FB y T12/500LA), con diferentes configuraciones con el fin de hallar la más adecuada. La Fig. 4 muestra un esquema de la arquitectura de los devanados y la Tabla I los parámetros constructivos.

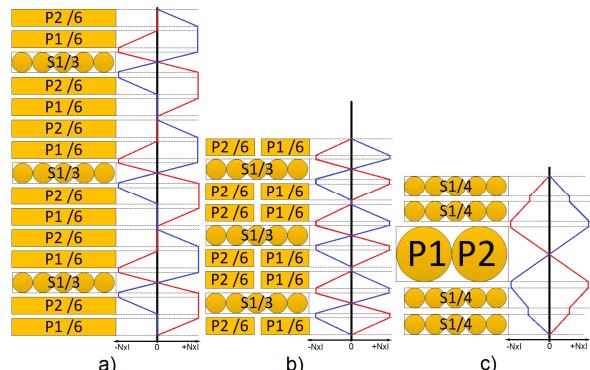


Fig. 4. Arquitectura de los devanados del transformador del MI con su respectiva distribución de la MMF; a) T12/500FB: P/S/P/S/P/S/P con primarios encimados, b) T12/500FA: P/S/P/S/P/S/P con primarios paralelos, c) T12/500LA: S/P/S con primarios bobinados con alambre de litz.

TABLA I
PARÁMETROS CONSTRUCTIVOS DEL TRANSFORMADOR DEL MI

	<i>T12/500FA</i>	<i>T12/500FB</i>	<i>T12/500LA</i>
Potencia	5 W	5 W	5 W
Frecuencia	100 KHz	100 KHz	100 KHz
Nº Esp. Pri	6 + 6	6 + 6	6 + 6
Nº Esp. Sec	330	330	330
Nº Capas Pri	6	12	1
Nº Capas Sec	3	3	4
Conductor Pri	Lamina de Cu ancho 1/2 ventana	Lamina de Cu ventana completa	Litz 60x0.1
Conductor Sec	Alambre de cobre AWG 38		
Config.	P/S/P/S/P/S/P	P/S/P/S/P/S/P	S/P/S

En las versiones previas, la frecuencia de disparo era fijada por el módulo de ignición mediante un circuito temporizado. Con el fin de reducir la complejidad se delegó

esta función a la computadora de abordo (OBC). Ésta controla la carga del banco de capacitores y el disparo de las bujías mediante dos señales aisladas galvánicamente.

2) *Fuente de Alta Tensión*. Para alcanzar la máxima frecuencia de disparo, el banco de capacitores de $1,75\mu F$ debe ser cargado a $4kV$ en un tiempo de $200ms$. Por lo que la potencia media de salida de la fuente debe ser:

$$P = \frac{CV^2}{2t_c} = 70 [W] \quad , \quad (1)$$

Siguiendo los antecedentes, se utiliza un convertidor DC/DC de topología *Push-Pull*, el cual posee como elemento principal un transformador de alta frecuencia con núcleo de ferrita.

$$W_A \times A_C = \left(\frac{P_0 \times 10^4}{K' \times \Delta B \times 2f_{SW} \times J \times \eta} \right)^{1,143} = 0,248 [cm^4] \quad , \quad (2)$$

Para seleccionar el núcleo se utiliza la relación de producto área dada en la ecuación (2), donde $P_0 = 70 W$, $K' = 0,208$, $\Delta B = 0,15 T$, $f_{SW} = 100 KHz$, $J = 400 A/cm^2$ y $\eta = 0,95$. Previendo cambios se tomo un margen de seguridad amplio y se seleccionaron 2 núcleos: el EER2811A y el P3019 con $0,587cm^4$ y $0,696cm^4$ de producto área respectivamente.

En términos de valores medios, para generar una diferencia de potencial de $4kV$ en $200ms$, la corriente de secundario debe ser de $35mA$ y de acuerdo a (3) su conductor debe ser calibre AWG37.

$$A_{CUS} = \frac{I_{S_{RMS}}}{J} = 0,00875 [mm^2] \quad , \quad (3)$$

Mediante (4) podemos calcular la corriente RMS de primario, para el caso critico de un ciclo de trabajo máximo de $0,45\%$ (D_{max}) y una tensión de entrada mínima de $10,5V$ (V_{in}) tenemos:

$$I_{P_{RMS}} = \frac{P_0}{V_{IN} \times \eta \times 2 \times D_{(MAX)}} \times \sqrt{D_{(MAX)}} = 5,33 [A] \quad , \quad (4)$$

Teniendo en cuenta el espesor de la lámina de Cu y la densidad de corriente, el ancho mínimo debe ser:

$$W_{CU_P} = \frac{I_{P_{RMS}}}{J \times h_{CU_P}} = 13,325 [mm] \quad , \quad (5)$$

Esto implica dos conductores en paralelo para el núcleo P3019 y uno para el EER2811A. La ecuación (6) proporciona la cantidad de espiras de primario, donde A_c es la sección efectiva del núcleo. Mientras que la cantidad de espiras del secundario se obtienen con (7), donde V_{dfw} es la caída de tensión de los diodos rectificadores. Para evitar una carga asintótica hacia los $4kV$, se utiliza una tensión de salida (V_o) de $6kV$.

$$N_p = \frac{(V_{IN(MIN)} - V_{DS(ON)}) \times T_{CH} \times D_{MAX}}{\Delta B [T] \times A_c [m^2]} \quad , \quad (6)$$

$$N_s = \left(\frac{V_o \times T_{CH}}{2 \times T_{ON(MAX)}} + V_{DFW} \right) \times \frac{N_p}{V_{IN}} \quad , \quad (7)$$

La cantidad de espiras primarias/secundarias son $(2+2)/1280$ y $(1+1)/640$ para el núcleo EER2811A y P3019

respectivamente. Es evidente que el devanado secundario no cabe en una sola capa. Teniendo en cuenta el diámetro del conductor secundario (AWG37), la longitud de la ventana (L_w) y un factor de seguridad (f_s) de $0,8$, se puede hacer una estimación de la cantidad de capas a ocupar.

$$N_{tls} = \frac{L_w}{D_{AWG38}} \times f_s \quad , \quad (8)$$

Se debe prever como mínimo 12 y 8 capas para el secundario del EER2811A y del P3019 respectivamente.

La impedancia del secundario está limitada por el tiempo de carga (9), esto hace necesario la inserción de un gap en el núcleo de ferrita o la disminución de la frecuencia de comutación.

$$R \leq \frac{\tau}{C} = 114 [K\Omega] \quad , \quad (9)$$

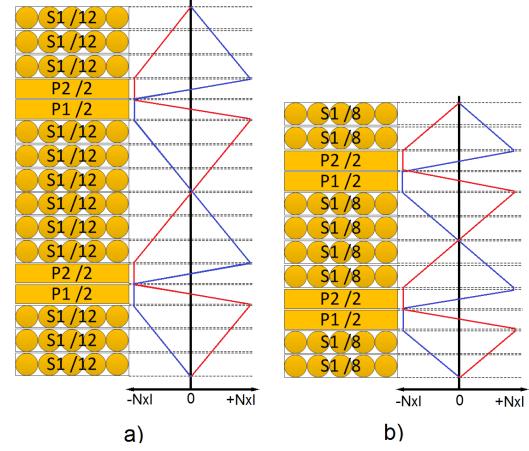


Fig. 5. Arquitectura de los devanados del transformador de la FAT con su respectiva distribución de la MMF; a) T12/4K-EER, b) T12/4K-POT.

La Fig. 5 muestra un esquema de la arquitectura de los devanados y la Tabla II los parámetros constructivos.

TABLA III
PARÁMETROS CONSTRUCTIVOS DEL TRANSFORMADOR DE LA FAT

	T12/4K-EER	T12/4K-POT
Potencia	70 W	70 W
Frecuencia	100 KHz	100 KHz
Núcleo	EER2811A	P3019
Nº Espiras Pri	2+2	1+1
Nº Espiras Sec	1280	640
Nº Capas Pri	4	4
Nº Capas Sec	12	8
Conductor Pri	Lamina de Cu ventana completa	
Conductor Sec	Alambre de cobre AWG 37	
Configuración	S/P/S/P/S	

Para evitar picos de consumo se prevé regular la potencia de la FAT y del convertidor del MI de acuerdo a la frecuencia de disparo. Esto se realiza variando la ganancia del amplificador operacional en la realimentación de corriente, mediante un reóstato digital. Este es programado por la OBC utilizando el bus I2C.

3) *Sistema de medición de corriente de descarga*. La respuesta en el tiempo de la corriente de descarga en el circuito permite caracterizar la performance del propulsor, debido a ello se requiere un sistema de medición y almacenamiento para luego realizar un análisis del

funcionamiento en vuelo. Éste se basa en el sistema de medición de corriente utilizados en los ensayos en tierra excepto por la digitalización y el almacenamiento [8].

El sistema debe ser capaz de medir picos de $\pm 15\text{kA}$ sin interrumpir el circuito de descarga. Por ello se utiliza una bobina Rogowski, la cual va montada sobre el ánodo del propulsor y produce un voltaje proporcional a la derivada de la corriente que circula por este. Mediante un circuito integrador realizado con amplificadores operacionales se reconstruye la señal y luego es digitalizada con un conversor A/D de 12bits a 6 MSPS y almacenada por un micro-controlador. Utilizando el bus I2C la OBC puede extraer la información de la corriente de descarga y enviarla a tierra para su análisis.

C. Circuitos Impresos

Se diseñaron y fabricaron los circuitos impresos del MI y de la FAT en material FR4 de 1 mm de espesor. Para evacuar el calor de los elementos críticos se provee un camino de baja resistencia térmica, mediante vías metalizadas, hacia el lado inferior. Sobre este lado se coloca una plancha de aluminio de 1 mm de espesor, con una fina capa de aislante eléctrico, la cual transfiere el calor hacia las tapas de la caja electrónica.

En el diseño del circuito impreso de la FAT se previó la posibilidad de utilizar varias configuraciones de transformadores.

D. Ensayos de laboratorio

Los tres transformadores realizados con la técnica de intercalado redujeron considerablemente el sobre impulso de la comutación lo que permitió elevar la frecuencia hasta 100 kHz sin problema y reducir perdidas de comutación. El T12/500FB fue el que menor sobre impulso generó mientras que el T12/500LA y el T12/500FA tuvieron un comportamiento similar, Fig. 6.

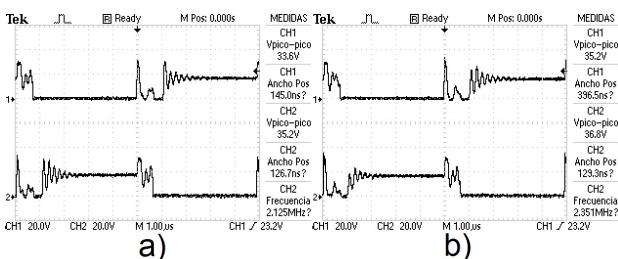


Fig. 6. Detalle de sobre impulso debido a la inductancia de dispersión; a) T12/500LA, b) T12/500FB .

También se fabricaron dos transformadores de salida (TO1 y TO2) variando los valores de las inductancias primarias y secundarias; TO1 el 82 uH y 1,33 mH y TO2 1,46mH y 35,3mH respectivamente. En la Fig. 7 se observa la tensión sobre la bujía al momento de producirse el disparo, el ancho del pulso producido por TO1 es menor al de TO2 esto provoca una descarga más débil. Por esto es deseable que los transformadores de salida posean una inductancia mayor. En la Fig. 8 se aprecian los transformadores fabricados.

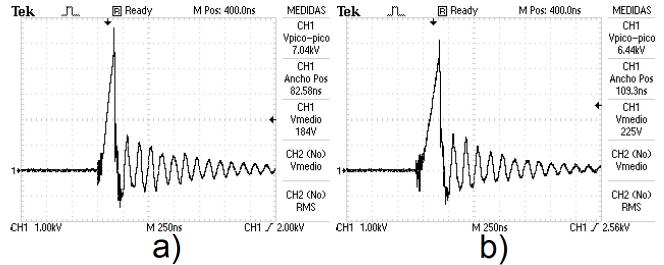


Fig. 7. Tensión de disparo de bujía; a) TO1, b) TO2.



Fig. 8. Transformadores de laboratorio del MI.

CONCLUSIONES

El diseño mecánico del P4S-2 se completó satisfactoriamente, quedando pendiente la fabricación del modelo de ingeniería. El mismo será ensayado en un simulador espacial con el fin de determinar las performances y corregir el diseño, eventualmente. Los ensayos arrojarán datos e información que podrán ser utilizados para revalidar el modelo físico-matemático utilizado para simular mecánica y eléctricamente el P4S-2.

Los nuevos diseños de los transformadores permiten reducir la masa de la electrónica asociada al P4S-2. El correcto funcionamiento de los mismos está fuertemente influido las técnicas de bobinado, en continua mejora. Se encuentra pendiente la fabricación y ensayos de los transformadores de la FAT y sus correspondientes.

AGRADECIMIENTOS

Agradecemos a C.I.A.-DGID de Fuerza Aérea Argentina, por brindar la oportunidad de trabajar e investigar en la tecnología de vanguardia de los PPPA, permitiendo realizar el presente trabajo en el marco del Proyecto ES D 0020 (Micro satélite μ SAT-3), financiado por el Ministerio de Defensa, Poder Ejecutivo Nacional.

Merece una mención el Ingeniero Héctor H. Brito, sin cuya guía y conocimientos no hubiese sido posible el desarrollo presentado.

REFERENCES

- [1] R. M. Myers, *Electromagnetic Propulsion for Spacecraft*, United States, Irvine, California, 1993, NASA-CR-191186.
- [2] R. G. Jahn, *Physics of Electrics Propulsion*, McGraw-Hill, 1968.
- [3] N. R. Paoletti, S. A. Elaskar y H. H. Brito, *Aplicación de Modelo Cero Dimensional para el Cálculo de Performances del Propulsor de Plasma Pulsante Ablativo de Teflón P⁴S*, Mecánica

- computacional Vol. XXIII, pp. 25612573, Bariloche, Argentina, 2004.
- [4] C. A. Vitulich, M. M. Saravia y H. H. Brito, *Modelo Inestacionario para Estimación de Performances de Propulsores de Plasma Pulsante Ablativos*, Tercer Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica, CAIA 3, La Plata, Noviembre 2014.
- [5] R. Manno, C. Fiala, C. Bortis, *Simple and Efficient Circuit for the Initiation Process of an Ablative Pulsed Plasma Thruster (APPT)*, IEPC Paper 01-146, Proceedings of the 27th International Propulsion Conference, Pasadena, CA, October 2001.
- [6] M. G. Gómez, R. O. De Alessandro, *Rediseño de Módulo De Ignición de Propulsor de Plasma Pulsante de Propelente Sólido P4S-I*, VIII Congreso Argentino de Tecnología Espacial. Mayo 6-8, 2015. Buenos Aires, Argentina.
- [7] P. L. Dowell, *Effects of Eddy Currents in Transformer Windings*, Proceedings IEE (UK), Vol. 113, No.8, August, 1966, pp. 1387-1394.
- [8] R. O. De Alessandro, M. D. Vélez Ibarra y P. Rossa, *Desarrollo de Procedimiento de Ensayo de un Propulsor de Plasma Pulsante Bajo Entorno Labview*, VII Congreso Argentino de Tecnología Espacial. Mayo 15-17, 2013. Mendoza, Argentina.