

DISEÑO CONCEPTUAL DE UNA CARGA ÚTIL PARA LA MEDICIÓN DE DENSIDAD ATMOSFÉRICA EN ÓRBITA LEO

F. Alfaro Rodríguez ^{a*}; A. Guilera^a; C. Miquelarena^b; F. Teryda^b; S. Lorenzo^a; M. Andriano^b; M.F. Rodríguez^a

^a CTA – Centro Tecnológico Aeroespacial, Universidad Nacional de La Plata
Calle 116 e/47 y 48, La Plata (1900), Buenos Aires, Argentina

^b Facultad de Ingeniería – Universidad Nacional de La Plata
Av. 1 750, B1900TAG La Plata, Provincia de Buenos Aires, Argentina

*Email: frida.alfaro@ing.unlp.edu.ar

RESUMEN

El experimento denominado Túnel de Viento Espacial, consiste en un dispositivo capaz de efectuar una medición cuantitativa in situ de la densidad atmosférica, considerando todos los efectos y fenómenos presentes en órbita LEO. Resulta importante obtener un valor de densidad atmosférica a esas altitudes para lograr una estimación de la vida orbital de un satélite. También dicha determinación permitirá determinar con más certeza los tiempos de recuperación de elementos orbitales como calcular otros parámetros relacionados a la operación de estos elementos.

Palabras clave: Túnel de viento espacial, atmósfera, órbita baja, decaimiento orbital.

1.- INTRODUCCIÓN

La basura espacial es un problema que ha ido en aumento en los últimos años a medida que se han intensificado las actividades espaciales. Se consideran desechos espaciales todos los satélites inoperativos, las últimas etapas de los cohetes de lanzamiento, los soportes y desechos liberados intencionadamente durante la separación del satélite de su vehículo de lanzamiento, los efluentes sólidos y las partículas o fragmentos procedentes de colisiones, habiendo unos 34.000 objetos en órbita según la Oficina de Desechos Espaciales de la ESA.

Existen modelos matemáticos que se utilizan para cumplir los requisitos internacionales en materia de desechos espaciales que proponen una vida orbital de 25 años. Además, los modelos matemáticos se utilizan con frecuencia para calcular el tiempo de las misiones de recuperación, tripulación y/o rescate, entre otros problemas. Sin embargo, estos modelos presentan resultados poco exactos y precisos porque combinan una teoría que no corresponde al fenómeno real, considera un único coeficiente de resistencia para diferentes geometrías y diferentes condiciones de flujo, además de una estimación de la densidad basada en modelos.

En el presente trabajo se especifican tanto los análisis de requerimientos, los objetivos de misión, el diseño de la carga útil y la viabilidad técnica referentes al diseño propio de la carga, los antecedentes, la metodología utilizada para el diseño y los resultados obtenidos en el primer prototipo del Túnel de Viento Espacial.

2.- METODOLOGÍA

Se definieron tres etapas en el plan de acción: diseño conceptual; definición y caracterización; y por último la etapa de configuración.

Para satisfacer el primer paso, mantuvimos reuniones periódicas para concretar de la idea principal del proyecto. El experimento se basa en un capacitor de placas paralelas que obtendrá la medida de la densidad de flujo total presente en una órbita LEO, y como soporte para validar los resultados, un espectrómetro de masas que permite medir la densidad del flujo de iones. Ambos modelos comparten los datos obtenidos para verificar el rendimiento esperado, confirmar datos cuantitativos, detectar y/o

diferenciar fenómenos implicados en la ionosfera. El conjunto de instrumentos conforma un Túnel de Viento Espacial, siendo el espectrómetro de masa quien le da forma y trabaja de forma similar a un túnel de viento. El equipo decidió centrarse en el desarrollo del capacitor para validar su viabilidad, quedando el espectrómetro de masas fuera del alcance por el momento.

Dado el primer paso por finalizado, en el segundo había que caracterizar las variables de medición, tanto las de entrada como las de salida; con ello se definió el funcionamiento del túnel de viento y la arquitectura de la misión. Una vez que se tuvo claro el funcionamiento, se realizaron simulaciones para corroborar la deformación de los materiales. Cuando se obtuvieron valores razonables en las simulaciones, se realizó el primer prototipo para validar y verificar las simulaciones, completándose la segunda etapa del plan de acción. Para finalizar las etapas, se procedió a rediseñar el prototipo con mejores materiales y poder probarlo con condiciones más cercanas a las solicitadas en el entorno espacial.

Para demostrar la viabilidad del concepto, había que responder a dos preguntas:

1. ¿Se puede construir un capacitor utilizando una fina película de mylar como placa conductora? Probamos la conductividad eléctrica de varias películas de mylar. Descubrimos que el mylar comercial disponible con una capa de aluminio depositada por vapor no es conductor de electricidad y, por tanto, no es útil para el capacitor. Una película de mylar de calidad espacial que se utiliza para construir mantas térmicas cumple con los requisitos y efectivamente, es conductora eléctrica.

2. ¿Se pueden medir cambios significativos en la capacitancia debido a las pequeñas deformaciones de la película de mylar provocadas por las fuerzas atmosféricas de una órbita LEO? Empezamos desarrollando un modelo CAD para el diseño preliminar del prototipo, y luego procedimos a construir un modelo a escala. El diseño preliminar consiste en un armazón desarrollado con tecnología FDM (Modelado por Deposición Fundida por sus siglas en inglés) en impresión 3D con una placa plana de acero separada 5 mm de una película de mylar tensada. El dispositivo está perfectamente sellado y se puede hacer un ligero vacío en el espacio entre las placas. Esta pequeña presión deforma la película de mylar y se puede medir un cambio en la capacitancia entre la placa y la película. Esta prueba midió el cambio de capacitancia en función del cambio de presión sobre la película, útil para comparar y validar el modelo matemático del concepto comprobando el rendimiento esperado del dispositivo.

2.1.- PRINCIPIOS FÍSICOS Y FUNCIONALES

2.1.1.- CAPACITOR

El dispositivo diseñado se basa en el principio físico de un capacitor para detectar deformaciones en una fina película conductora de aluminio. La deformación de esta membrana dependerá de las fuerzas ejercidas sobre su cara, esencialmente las debidas a la resistencia atmosférica. A partir de modelos empíricos, se estima que la fuerza ejercida sobre una placa de un metro cuadrado en el espacio a velocidades orbitales es sólo de unos 60 miligramos. Estas débiles fuerzas son suficientes para deformar la lámina de tal manera que es posible detectar un cambio de capacitancia entre las placas del condensador formadas por la lámina y una placa metálica situada detrás de ella.

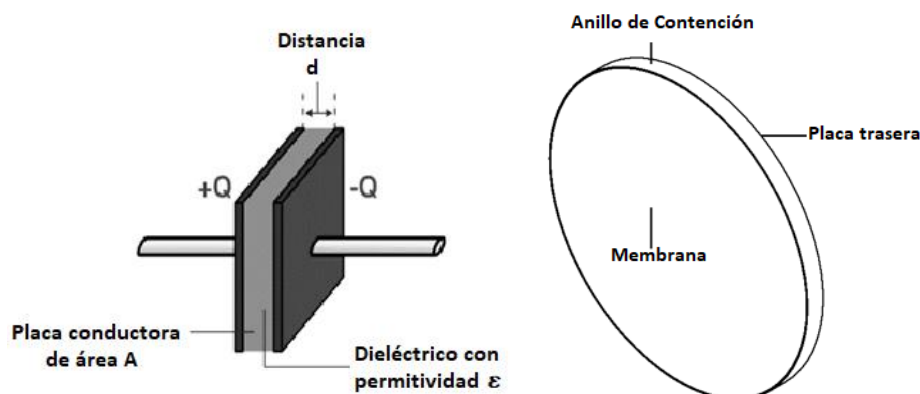


Figura 1. Modelo de capacitor y diseño de experimento respectivamente.

El desplazamiento de la película de aluminio (Mylar) se puede estudiar suponiendo una distribución uniforme de la carga sobre el dispositivo, teniendo el siguiente modelo aproximado:

$$\delta = 0.662 * R * \sqrt{\frac{p * R}{E * t}} * \left[1 - 0.09 * \left(\frac{r}{R}\right)^2 - 0.1 * \left(\frac{r}{R}\right)^5 \right] \quad (1)$$

Donde p es el valor de carga uniforme, R el radio de la placa, t el espesor del Mylar y E su módulo elástico. Usando este principio, es posible relacionar la carga medida entre las placas del capacitor, con la deformación de una de las placas (membrana deformable), que a su vez se relaciona con la fuerza ejercida sobre la cara del dispositivo. Este experimento permite medir in situ los efectos de arrastre sobre un cuerpo en el espacio.

Como experimento principal, no se encontraron desarrollos o implementación de este en el área de aplicación en el que se pretende trabajar. [1]

2.1.2.- ESPECTRÓMETRO DE MASAS

El espectrómetro de masa se basa en la obtención de iones mediante moléculas orgánicas en fase gaseosa. Una vez recolectados los iones, son separados de acuerdo con su masa y carga eléctrica, son identificados por un sistema eléctrico. Un espectrómetro de masa de sección magnética usa un campo magnético o eléctrico para afectar la trayectoria de las partículas cargadas. La fuerza ejercida por esos campos sigue la Ley de Lorentz:

$$\vec{F} = q(\vec{E} + \vec{v} \times \vec{B}) \quad (2)$$

d

donde q es la carga de la partícula, E el campo eléctrico inducido sobre la partícula, v la velocidad de la partícula y B el campo magnético aplicado.

El principio físico trata de la aplicación de un campo magnético que perturba la velocidad de la partícula en dirección, pero no en magnitud. La fuerza ejercida por el campo magnético está dada por la Segunda Ley de Newton:

$$\vec{F} = q\vec{v} \times \vec{B} = m\vec{a}_c = m\frac{v^2}{R} \quad (3)$$

Siendo m la masa de la partícula y R el radio descrito por el cambio de dirección cuando se aplica el campo magnético

El radio descrito por cada partícula que atraviesa la sección magnética depende de la relación de m/q , que se determina midiendo el radio de la trayectoria circular. El valor del radio viene medido de la señal producida por la partícula sobre una placa.

$$R = \frac{mv}{qB} \quad (4)$$

La velocidad de la partícula es:

$$v = \frac{E}{B} \Rightarrow \frac{m}{q} = \frac{RB^2}{E} \quad (5)$$

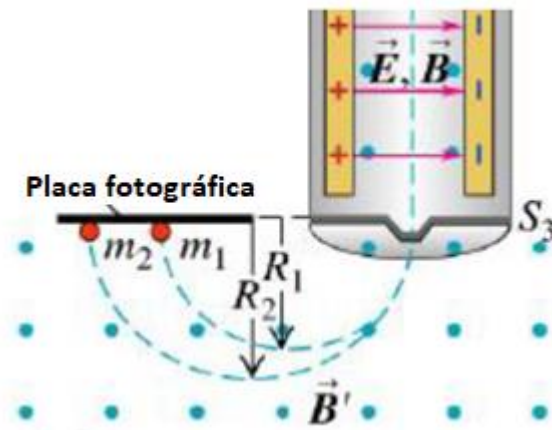


Figura 2. Diagrama del espectrómetro de masas.

Con la recolección de datos de masa/carga, es posible calcular la densidad atmosférica:

$$\delta = \frac{m}{vol} = \frac{qRB^2}{Evol} \quad (6)$$

Donde la velocidad será la de vuelo del Host (satélite o nave que lleve el experimento en el espacio). Teniendo la densidad atmosférica, se puede calcular la presión dinámica y compararla con los resultados del capacitor. Con esto, se puede diferenciar la presión dinámica de otras perturbaciones que puede llegar a medir el capacitor, como el viento solar.

$$P = \frac{1}{2} \delta v^2 \quad (7)$$

Como experimento de apoyo a las mediciones del capacitor, existen antecedentes de espectrómetros de gran tamaño, como el ROSINA/RTOF, que han sido capaces de reducirse a una unidad de Cubesat, como el CubeSatTOF [2]. Se han utilizado diversas técnicas para la detección e identificación de partículas, como láseres y espejos de iones.[3][4]

2.2.- VIABILIDAD TÉCNICA

Para diseñar las dimensiones generales del capacitor, se supone el caso de mayor carga para evitar deformaciones excesivas de la membrana y, por lo tanto, la saturación del dispositivo. La distancia entre la membrana y la placa fija del capacitor está definida arbitrariamente como cinco veces el máximo desplazamiento de la membrana, para prevenir la saturación del capacitor ante alguna posible perturbación no considerada.

La órbita de interés es de 340km, con una velocidad orbital de 7700 m/s. para estimar la magnitud de la presión aerodinámica ejercida sobre un cuerpo, se considera un coeficiente de resistencia de 2,2.

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D S \quad (9)$$

donde ρ es la densidad atmosférica, V la velocidad de vuelo, C_D en coeficiente de resistencia y S la superficie de referencia que se usa para calcular la resistencia.

Es importante destacar que la ecuación 9 es solo válida para flujo en medio continuo. La capa atmosférica alrededor de un cuerpo en la órbita mencionada no debería de considerarse un flujo continuo, pero este método es el único utilizado actualmente para estimar fácilmente la fuerza aerodinámica en el espacio, además, dicha fuerza se considera uniformemente distribuida.

Bajo estas condiciones, cuanto mayor sea la membrana, mayor será el desplazamiento, por lo que la distancia sugerida entre placas del capacitor es mayor.

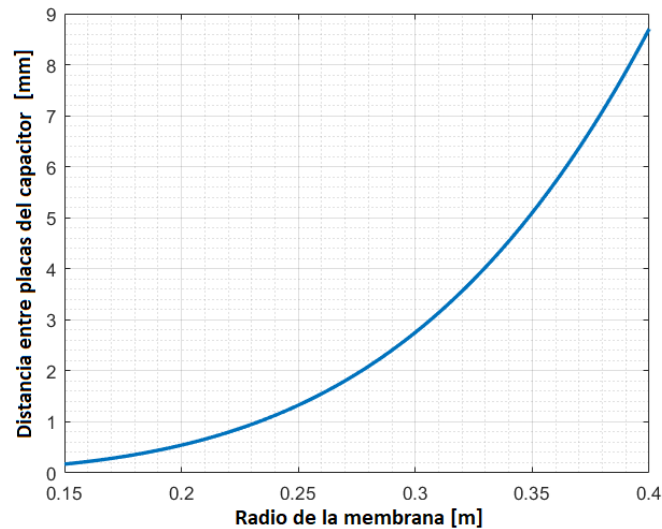


Figura 3. Distancia entre placas del capacitor vs Radio de la membrana.

Por otro lado, cuanto mayor sea la distancia entre placas, menor será la variación de capacitancia a un mismo desplazamiento, por lo tanto, hay un equilibrio entre la mayor deformación de la membrana por una presión debido a su mayor tamaño, y la menor variación de capacitancia de acuerdo con la mayor distancia entre placas. Teniendo en cuenta ambos efectos, se obtiene el siguiente gráfico:

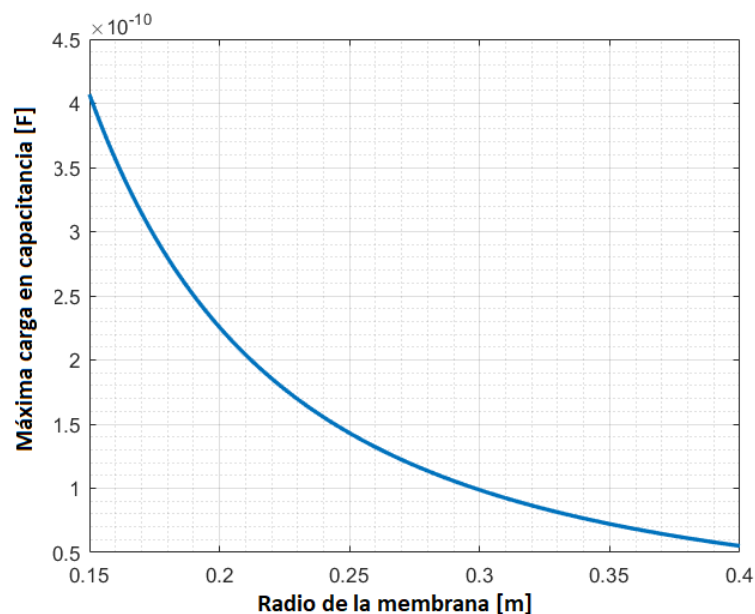


Figura 4. Carga máxima en capacitor vs Radio de la membrana

El gráfico muestra la máxima variación de capacitancia posible para un dado tamaño de membrana a una misma presión ejercida sobre esa cara del capacitor. La diferencia de capacitancia entre las placas deformadas y no deformadas se estimó discretizando la superficie de la membrana en diferenciales de placa plana y calculando la capacitancia de cada uno según la ecuación 1, considerando el vacío como medio dieléctrico.

Se desea maximizar el cambio de capacitancia con el dispositivo para permitir mediciones más precisas de la deformación de la membrana. Se busca tener un capacitor lo más chico posible y con la distancia más cercana entre placas. Teniendo un límite viable de construcción y manipulación, la menor distancia entre placas se estima de 1,35 mm, con un radio de 25 cm.

La figura 5 muestra otro resultado extremadamente importante, los cambios esperados en la capacitancia están dentro de un rango posible de medir. Se observa la relación entre la presión media

sobre la membrana y la variación de capacitancia medida en el dispositivo para las dimensiones propuestas y su respuesta de comportamiento esperada.

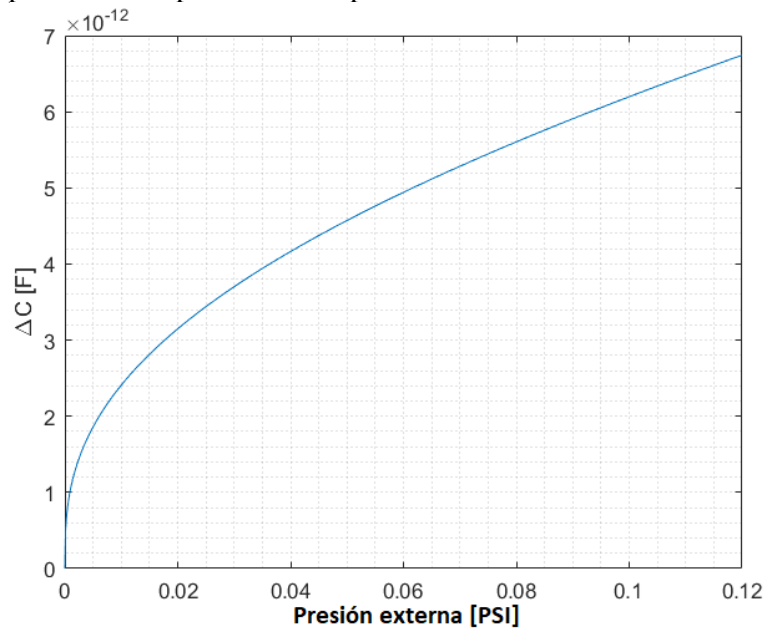


Figura 5. Carga de capacitancia vs Presión externa

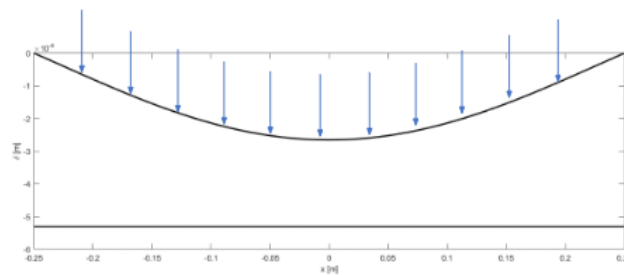


Figura 6. Deformación de la membrana comparado con la de la placa rígida.

La magnitud de la deformación de la membrana depende de las propiedades elásticas del material, pero también depende de la temperatura. Para tener un modelo real, es necesario caracterizar los cambios en las propiedades de los materiales a usar por la variación de temperatura que hay en el espacio. Probablemente sea necesario implementar un sensor térmico y realizar un análisis térmico del instrumental.

2.3.- PROTOTIPO

Para validar los resultados del modelo teórico, se diseñó un prototipo. Los objetivos que debía cumplir son los siguientes:

- Probar si es posible construir un capacitor con finas capas de Mylar aluminizado.
- Probar si se mide un cambio notable en la capacitancia cuando el Mylar se deforma.
- Evaluar la precisión del modelo matemático.

En primera instancia, comprobamos que el Mylar era conductor eléctrico, requisito primordial para ser utilizado. Descubrimos que el Mylar comercial conocido como “mantas de supervivencia” no eran conductoras eléctricas, por lo que accedimos a Mylar de uso espacial en mantas térmicas.

Una vez obtenido el material para la membrana, se diseñó un prototipo en CAD. Un marco rígido permite tensar la fina película de Mylar y colocar una placa a una distancia fija de la membrana. El volumen de aire entre placas quedaría herméticamente sellado, por lo que se puede hacer vacío para deformar la membrana. Si se conoce la presión dentro de ese volumen entre placas y el valor de

capacitancia, el modelo matemático que predice la presión aerodinámica ejercida sobre la membrana queda validado.

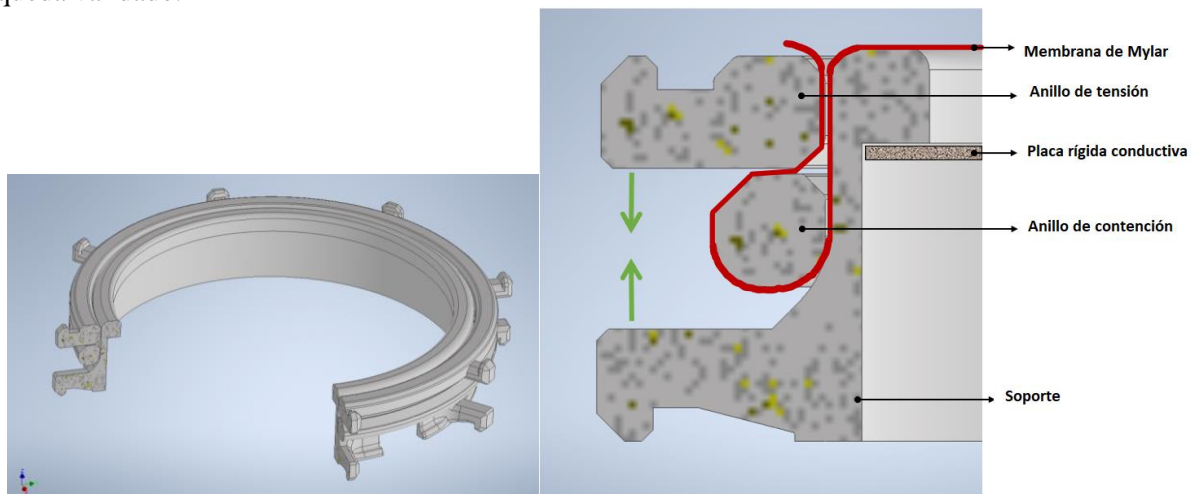


Figura 7. Corte de la sección en modelo 3D y vista detallada con descripción de componentes respectivamente.

El marco se imprimió en 3D y la placa rígida de acero se mecanizó en CNC (Control numérico por Computadora).



Figura 8. Ensamble de piezas, Mylar, estructura impresa en 3D y placa rígida sujetas con goma elástica.

Se diseñó un sistema neumático para aspirar el aire entre placas y recrear un vacío bajo. Para ello, se utilizó un sistema de mangueras con válvula de retención y una jeringa. En el otro extremo, se conectó un manómetro de columna de alcohol para medir la diferencia de presión entre membrana y placa. Con una pinza digital se midió la variación de capacitancia según la deformación de la membrana provocada por el vacío interno.

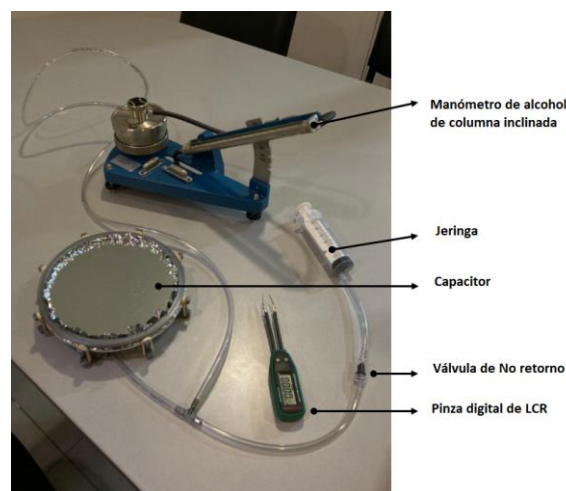


Figura 9. Elementos e instrumentos usados durante el ensayo de vacío.

3.- RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Fuimos capaces de validar el modelo del capacitor y caracterizar los materiales finales que se necesitan para crear un segundo prototipo. Encontramos una relación entre la información que brinda el capacitor y el desplazamiento de la película deformable. Fue posible asociar este desplazamiento con la presión atmosférica y, por consiguiente, con la fuerza aerodinámica.

El modelo estima menores cambios de capacitancia entre placas para una presión determinada, comparado con los resultados experimentales. Los resultados son muy prometedores, siendo que se fue conservativo al momento de emplear desarrollar el modelo y esto facilitaría la medición de cambios notables en la deformación de la membrana, pudieron diseñar un dispositivo más pequeño.

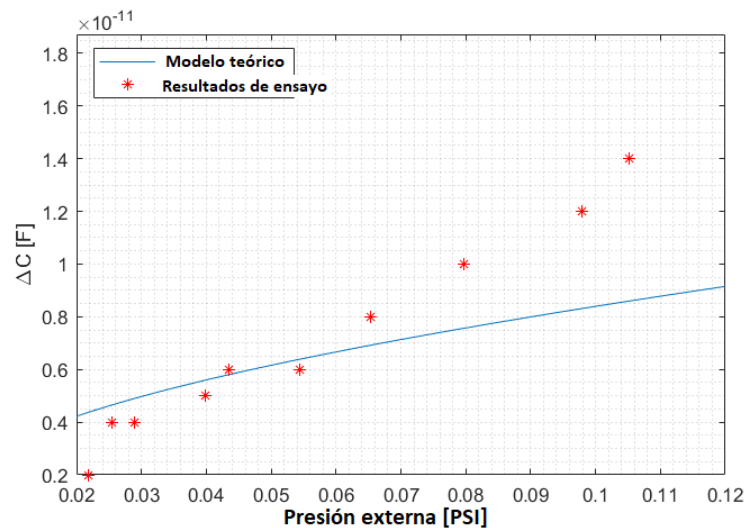


Figura 10. Modelo teórico vs resultados del ensayo.

Actualmente, nos encontramos diseñando un nuevo prototipo, basado en la mejora de la última versión del capacitor. Esto quiere decir que nos propusimos mejorar la precisión del diseño y la configuración general del segundo modelo de ingeniería, seleccionando materiales con mejores características, mientras buscamos implementar una nueva técnica de manejo y ensamble con el Mylar.

A su vez, estamos preparando ensayos para caracterizar las propiedades mecánicas de la película de Mylar, en especial el estudio de la variación de sus propiedades en función de la temperatura.

También se está planificando el sistema de comunicaciones y la interface con una estructura de acople a un Host, donde aparecen nuevos problemas a resolver.

Por otro lado, esperamos poder iniciar un diseño del espectrómetro de masas, incluyendo los ensayos y evaluaciones necesarios para su validación y verificación, concluyendo así con un prototipo final del Túnel de Viento Espacial.

4.- REFERENCIAS

1. **DISEÑO DE UN SENSOR PARA CAMPO ELÉCTRICO CON EL FIN DE IDENTIFICAR UNA DESCARGA ATMOSFÉRICA** Guanoluisa Arciniega Walter David, S. C. (2020). Latacunga-Ecuador: Universidad Técnica de Cotopaxi, Facultad de Ciencias de la Ingeniería y Aplicadas.
2. **CubeSatTOF: Planetary Atmospheres Analyzed with a 1U High-Performance Time-Of-Flight Mass Spectrometer.** Rico Fausch, P. W. (2020). University of Bern, Physics Institute.
3. **Design and performance of an atmospheric pressure sampling interface for ion-trap/time-of-flight mass spectrometry.** Patrick D. Setz, T. A. (2006). Department of Chemistry and Applied Biosciences, ETH Zurich, 8093 Zurich, Switzerland.
4. **Mass spectrometric analysis in planetary science: Investigation of the surface and the atmosphere.** Solar System Research, vol 46, No. 6. Wurz, P. A. (2012).