

Determinación de masas de presurizantes en sistemas de alimentación de vehículos lanzadores

E. A. Jara, P. M. Mantelli, J. S. Delnero, J. Marañón Di Leo

UIDET- LaCLyFA – Laboratorio de Capa Límite y Fluidodinámica Ambiental, Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, La Plata, Argentina.

eze.a.jara@gmail.com

RESUMEN

El trabajo presentado a continuación lleva el título de “Determinación de masas de presurizantes en sistemas de alimentación de vehículos lanzadores”. Este trabajo tiene como base hallar una teoría que permita estimar la masa de gas necesaria para presurizar los propelentes de un motor cohete (de combustible líquido) y verificarla a través de la experimentación.

Para lograr lo descripto anteriormente, se realiza el estudio analítico y experimental de un sistema de presurización a gas. Se utiliza agua como fluido líquido a presurizar. Se implementan expresiones teóricas encontradas en la bibliografía [1] y [2] donde, a partir de diferentes simplificaciones fluidodinámicas y termodinámicas, se obtienen valores de presión y cantidad de masa de gas presurizante requerido. Estos datos se tomarán como base en el ensayo experimental para verificar las posibles discrepancias en los resultados debido a las simplificaciones impuestas en los cálculos analíticos.

Palabras claves: PRESURIZACIÓN, LANZADOR, PIPING, PROPELENTES

1. INTRODUCCIÓN

El sistema de presurización de un vehículo lanzador es el encargado de proporcionar las condiciones necesarias para que el suministro del combustible y oxidante sea el adecuado para generar y garantizar el empuje deseado en el propulsor, permitiendo el despegue del vehículo de forma controlada y estable. Los sistemas de presurización para la propulsión del vehículo se rigen bajo el mismo concepto, poder establecer un flujo másico constante en las líneas que alimentan a la cámara de combustión conformando una mezcla particular para una condición.

La clasificación de estos sistemas deriva en la forma de energía suministrada, por ejemplo, mediante la aplicación de gas a presión o la variación del volumen de los tanques o bien suministrando cantidad de movimiento a los fluidos de forma mecánica. Uno de los más utilizados es el sistema de alimentación de gas presurizado. En este se inyecta un gas inerte en los tanques de propelentes asegurando un valor de presión elevado. Esta presión es la que desplaza el combustible y oxidante y además garantiza el valor adecuado de presión en la entrada de la cámara de combustión.

Los sistemas de presurización se dividen en dos clases fundamentales y estas a su vez en otras subclases, donde se diferencian las mismas si, por ejemplo, al gas se lo calienta para aumentar la presión. En las 2 clases fundamentales tenemos a los sistemas de almacenamiento de gas a alta presión y los sistemas con turbobombas. El primero consta en su concepción más simple de un recipiente que sirve como reservorio de un gas a alta presión y un regulador, el cual cumple la función de mantener la presión en el tanque de propelente constante durante la expulsión. El segundo hace uso de turbobombas, con lo cual la presión en el recipiente para almacenar el gas presurizante¹ es menor, ya que solo se necesita la presión necesaria para que funcione la bomba.

En general, un sistema de alimentación por gas almacenado proporciona al vehículo robustez y un rendimiento superior al de un sistema de turbobomba cuando el impulso total o la masa de propelente es relativamente baja, así también la presión de la cámara de combustión y la relación empuje-peso del motor. También sucede esto cuando se producen repetidos impulsos de empuje de corta duración.

¹ Si bien no existe esta palabra en la lengua española, es utilizada en la jerga técnica para referirse a un gas que se encuentra presurizado.

El ejemplo más sencillo de este tipo de sistema se muestra esquemáticamente en la Figura 1.

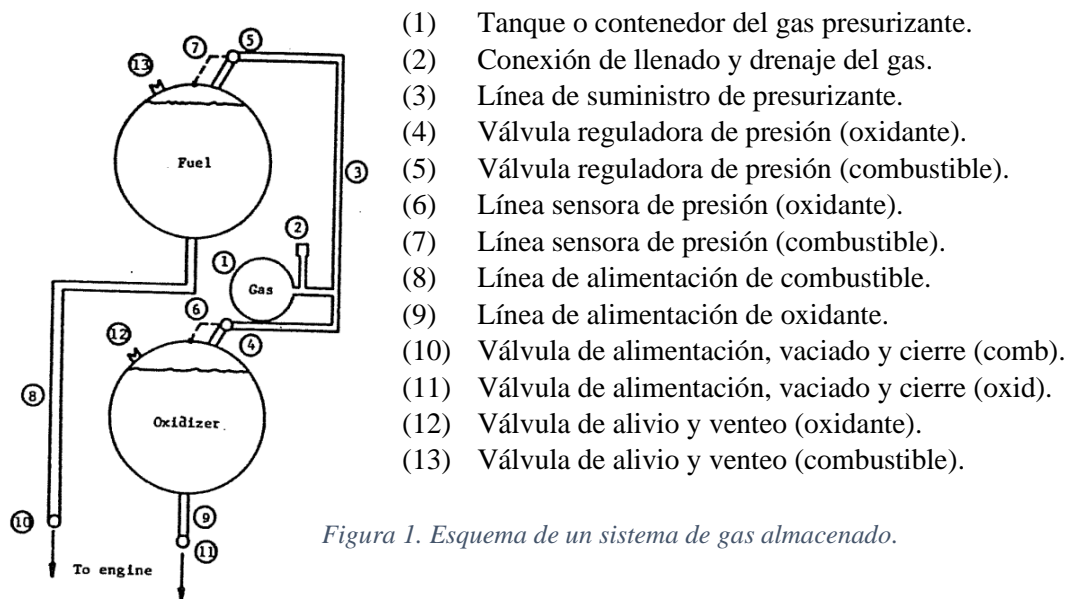


Figura 1. Esquema de un sistema de gas almacenado.

En este ejemplo, se ilustra un control de válvula reguladora de una etapa. El gas a alta presión se carga en el tanque de almacenamiento a temperatura ambiente (1) a través de la conexión de llenado (2). Durante la salida del propelente, cuando la presión del gas disminuye en el ullage (merma²), los sensores de presión (7) y (6) indican a las válvulas reguladoras (5) y (4) que modulen a posición abierta, liberando así el presurizante en el ullage a través de la línea de gas (3). Las válvulas de venteo y alivio (12) y (13) están instaladas para ventilar el propelente durante la carga del mismo a través de las válvulas de llenado (10) y (11) o como válvula de alivio de seguridad en caso de sobre presurización

2. METODOLOGÍA

2.1. Marco teórico

A partir de la bibliografía hallada se tomaron en cuenta 2 formulaciones para determinar la cantidad de presurizante necesaria, la primera de ellas se obtuvo del libro de Sutton y Biblarz [1] y la segunda del libro de Elliot Ring [2]. Ambos realizan un análisis muy similar, con la diferencia de que Ring contempla algunos efectos no lineales al sumar a la ecuación el factor de compresibilidad del gas. A continuación, se exponen ambos métodos.

○ Modelo 1 (Sutton y Biblarz) [1]

Supone una expansión adiabática del gas (implica que no hay transferencia de calor hacia o desde el hardware del sistema), el gas se comporta como un gas ideal (obedece las leyes de los gases) y se puede aplicar la conservación de la energía. Dado que el tanque suele estar aislado y que el funcionamiento de los motores de los cohetes es breve, el proceso de expansión será casi adiabático. La expansión del gas en el tanque de almacenamiento provoca un descenso significativo de la temperatura del gas y un aumento de su densidad. Además, se supone que no hay evaporación del propelente líquido (suele ser válido para un propelente con baja presión de vapor), el gas es inerte, no se disuelve en el propulsor líquido y no hay chapoteo ni vórtices.

Repasando, las hipótesis para nuestro análisis teórico son:

- Gas ideal.

² Traducción al español de "ullage" que significa: Parte de volumen en un tanque que no es ocupado por un líquido, sino por un gas.

- Gas inerte.
- Expansión adiabática.
- Conservación de la energía.
- Sin salpicaduras ni vórtices.
- Sin evaporación de los propelentes.
- Se desprecian cambios en las energías potencial y cinética.

Sea la condición inicial en el tanque de gas dada por el subíndice “o” y las condiciones instantáneas en el tanque de gas por el subíndice “g” y en el espacio que ocupa el gas en el tanque de propelente (ullage) por el subíndice “p”. La energía del gas después y antes de la expulsión del propulsor es:

$$\Delta U = Q - W \quad (1)$$

Donde ΔU representa la variación de energía de un sistema, Q la energía transferida en forma de calor y W la energía transferida en forma de trabajo.

Al considerar una expansión adiabática ($Q = 0$) y gas ideal se obtiene lo siguiente [1]:

$$m_o = \frac{P_g V_o + \gamma P_p V_p}{RT_o} = \frac{P_p V_p}{RT_o} \left(\frac{\gamma}{1 - P_g/P_o} \right) \quad (2)$$

En la ecuación (2) m_o es la masa total de gas presurizante necesaria, P_p es la presión en el volumen vacío (ullage volume) del tanque (y por tanto en el tanque de propelente), V_p es el volumen del propelente desplazado, R es la constante específica del gas presurizante utilizado, T_o es la temperatura inicial del gas presurizante, P_g es la presión final deseada en el tanque presurizado y P_o es la presión inicial del presurizante.

Finalmente, es posible determinar el volumen de gas necesario (V_o) de la siguiente manera:

$$V_o = \frac{m_o}{\rho_o} = \frac{m_o RT_o}{P_o} \quad (3)$$

○ Modelo 2 (Elliot Ring) [2]

En su libro, “Rocket propellant and pressurization systems” [2], Ring establece la misma deducción hecha por Sutton para determinar la masa de gas presurizante inicial, con la salvedad de agregar a la ecuación (2) el factor de compresibilidad del gas ideal (Z).

Las hipótesis seguidas por Ring son las siguientes:

- Proceso adiabático y sin fricción.
- La presión en el tanque de propelente es constante.
- El peso inicial del gas que sea externo al recipiente de almacenamiento es despreciable.
- El efecto de Joule – Thompson es despreciable.
- No hay evaporación del propelente.

En la siguiente ecuación presentada por Ring, el subíndice “sc” representa el estado en el contenedor de gas presurizante, “t” el estado en el tanque de propelente, “i” el estado inicial y “f” el estado final. Estos subíndices pueden ser intercambiados por los utilizados por Sutton de la siguiente forma: “sci” es “o”, “scf” es “g” y “t” es “p”.

Del principio de conservación de la energía y considerando sistema adiabático, Ring obtiene la misma expresión a la que llegó Sutton.

$$\frac{P_t \cdot V_t}{J} = W_{sci} \cdot C_v \cdot T_{sci} - W_{tf} \cdot C_v \cdot T_{tf} - W_{scf} \cdot C_v \cdot T_{scf} \quad (4)$$

Donde:

T : Temperatura del gas.

C_v : Calor específico a volumen constante.

W : peso del gas.

P : Presión del gas.

V : volumen del gas.

J : factor de conversión de calorías a joule a través del ratio de trabajo mecánico realizado por una cantidad de calor suministrado ($J = W/Q = 4,18 \text{ J/cal}$).

Teniendo las relaciones de gas ideal y considerando que si P_t y V_t son moderadas (del orden de 50 bar), el factor de compresibilidad (determinado a partir del análisis teórico de la referencia [3]) en el ullage se puede aproximar a la unidad ($Z_t \approx 1$), con lo cual se obtiene la siguiente ecuación.

$$W_{sci} \cdot T_{sci} = \frac{P_{scf} V_{sc}}{Z_{sc} T_{sci} R} + \frac{\gamma P_t V_t}{R T_{sci}} \quad (5)$$

Finalmente trabajando la ecuación (5) se llega a la expresión que permite determinar la cantidad de gas inicial en el contenedor de gas presurizante.

$$W_{sci} = \frac{P_t V_t}{R T_{sci}} \left(\frac{\gamma}{1 - \frac{P_{scf} Z_{sci}}{P_{sci} Z_{scf}}} \right) \quad (6)$$

Como se puede observar al reemplazar los subíndices utilizados por Ring a los utilizados por Sutton, salvo por la inclusión del factor de compresibilidad, la ecuación (7) resultante es la hallada por Sutton.

$$m_o = \frac{P_p V_p}{R T_o} \left(\frac{\gamma}{1 - \frac{P_g Z_o}{P_o Z_g}} \right) \quad (7)$$

El factor de compresibilidad (Z) es una simple corrección de la fórmula del gas ideal para intentar corregir ciertos efectos de los gases no ideales, como el tamaño de las moléculas y su fuerza de atracción mutua.

2.2. Desarrollo experimental

Para obtener los datos necesarios para contrastar con la teoría expuesta en las secciones anteriores, se procede a construir un banco que permite presurizar y expulsar un determinado propelente y cuenta con tuberías de acero inoxidable con uniones de virola y rosca NPT, lo que facilita las conexiones del piping. Este banco posee un tanque de aluminio (tanque de propelente) de 170 litros de capacidad y está recubierto de material aislante para evitar lo mayor posible las transferencias de calor entre el interior y el ambiente (véase Figura 2). Como depósito de presurizante se utiliza el contenedor de un compresor de aire trifásico de 3 hp de potencia y con volumen aproximado de 120 litros (Figura 2).

En la Figura 2 a la izquierda se observa el diagrama P&ID del segundo banco de ensayos, donde se tiene el tanque de almacenamiento de presurizante (1), el regulador de presión (2), el tanque de propelente (3), las válvulas de regulación de caudal (4 y 5) y el resto de los elementos.

Como no se cuenta con caudalímetro, se mide el volumen expulsado a través de un recipiente graduado.

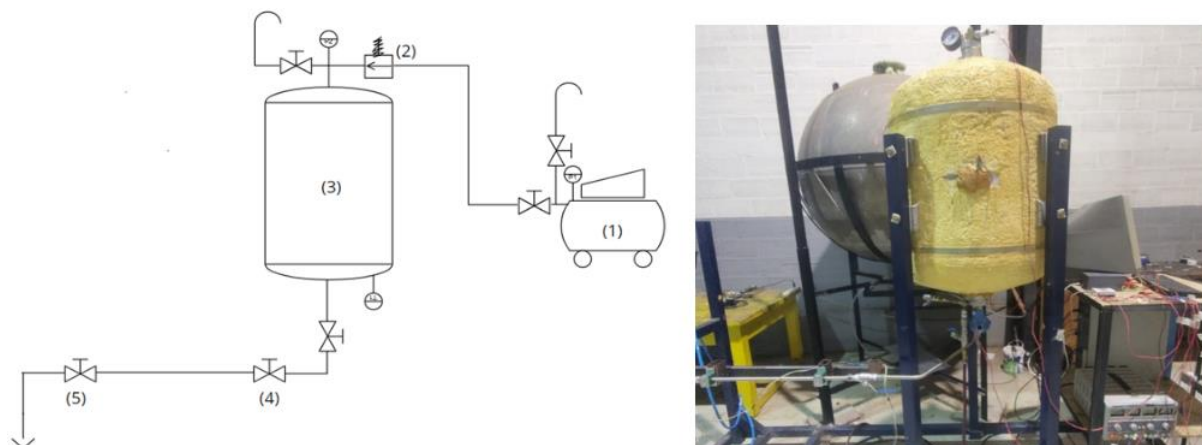


Figura 2. Esquema P&ID del banco de ensayos (izquierda) y el banco montado (derecha).

2.3. Ensayo de descarga con agua (sin inyector).

Este ensayo consta de realizar una descarga de propelente a una presión determinada durante un tiempo. Con los valores obtenidos de los sensores de presión y el caudalímetro se calcula por un lado la masa inicial de presurizante requerida para la descarga, y se la compara con el valor real de masa utilizada, calculada mediante la ecuación del gas ideal, conociendo las características del tanque de almacenamiento (presiones y volumen).

Se busca, también, obtener la influencia del factor de pérdida de carga del circuito de presurización y de alimentación.

A continuación, se describen las características principales del ensayo:

Como fluido destinado a presurizar el sistema se tiene al aire y como propelente al agua, ambos a temperatura ambiente. Se realizan en total 6 ensayos, donde se configura la presión inicial del presurizante a los siguientes valores:

$Po1 = 7$ bar, $Po2 = 6,5$ bar, $Po3 = 5$ bar, $Po4 = 7$ bar, $Po5 = 7,65$ bar y $Po6 = 7,95$ bar.

Las presiones objetivo en el tanque de propelente para los ensayos son: $Pp1 = 3$ bar, $Pp2 = 3$ bar, $Pp3 = 3$ bar, $Pp4 = 3,6$ bar, $Pp5 = 3,6$ bar y $Pp6 = 6,5$ bar.

Finalmente, el volumen de propelente expulsado para cada ensayo es: $Vp1 = 10$ L, $Vp2 = 10$ L, $Vp3 = 40$ L, $Vp4 = 40$ L, $Vp5 = 33$ L y $Vp6 = 20$ L.

3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Se realizaron 2 sesiones de ensayo. En la primera sesión se realizaron 2 ensayos con agua y en la segunda 4 ensayos. En todos ellos se tomó datos de presión a través de 2 sensores.

3.1.1° Sesión de ensayos

Los ensayos se realizaron con una presión inicial Po de aproximadamente 7 bar y con una presión de seteo del regulador de aproximadamente 3 bar.

En ambas pruebas se termina la expulsión de propelente una vez que se expulsan 10 litros de este.

En las curvas de la Figura 3 se puede observar los resultados de presión de la primera prueba, donde, por un lado, la caída de presión en el tanque de presurizante que resulta ser de aproximadamente 0,2 bar, y por el otro, que la presión del propelente no llega a estabilizarse durante la expulsión.

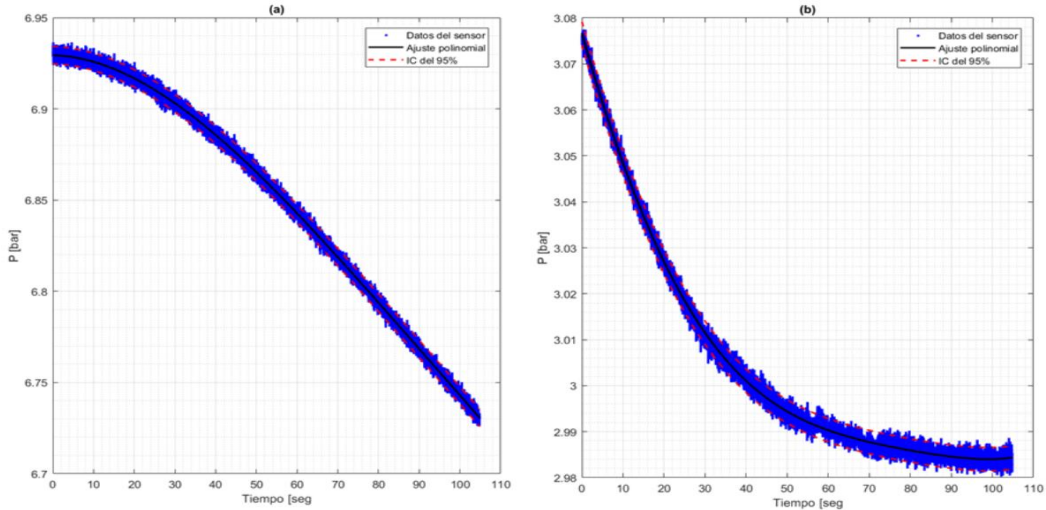


Figura 3. 1° ensayo: (a) curva del sensor del tanque de presurizante. (b) curva del sensor del ullage.

Debido a la pequeña diferencia entre la presión final (P_g) y la inicial (P_o) se obtiene un error importante en la comparación entre los datos experimentales y teóricos.

3.2. 2° Sesión de ensayos

En esta sesión se realizan 4 ensayos. Así como en los ensayos de la primera sesión, se detiene la expulsión cuando se expulsa el volumen deseado.

En la primera prueba se tiene una presión inicial de aproximadamente 5 bar y se configura el regulador a 3 bar. El volumen expulsado es de 40 litros.

Si se observa la Figura 4, se tiene la variación de presión buscada, donde la presión del tanque de presurizante disminuye de forma lineal y la presión en el tanque de propelente se mantiene aproximadamente constante durante la expulsión.

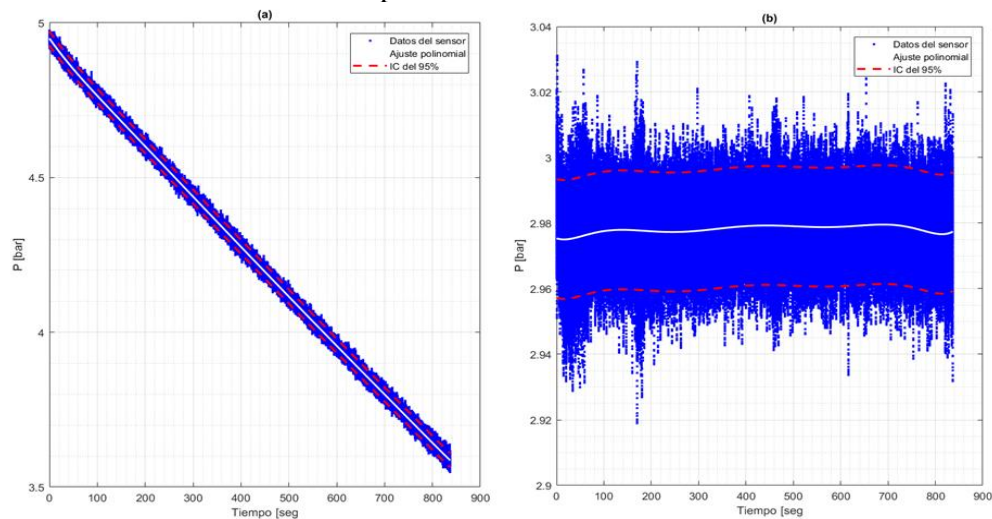


Figura 4. 1° ensayo: (a) curva del sensor del tanque de presurizante. (b) curva del sensor del ullage.

Para el resto de las pruebas de esta sesión, los resultados son similares a la primera prueba, representada en la Figura 4. Las curvas obtenidas para el resto de las pruebas se pueden visualizar en la Figura 5, Figura 6 y Figura 7.

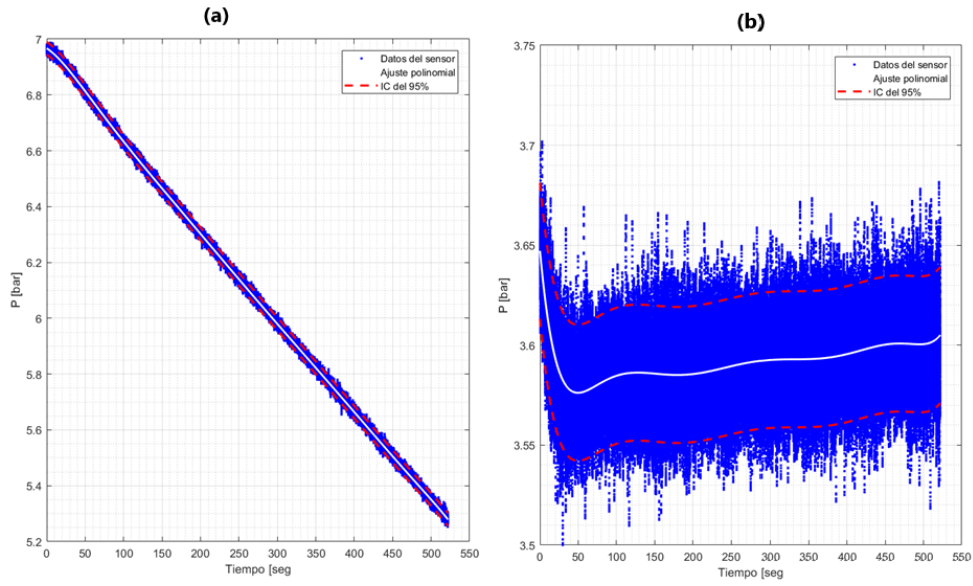


Figura 5. 2° ensayo: (a) curva del sensor del tanque de presurizante. (b) curva del sensor del ullage.

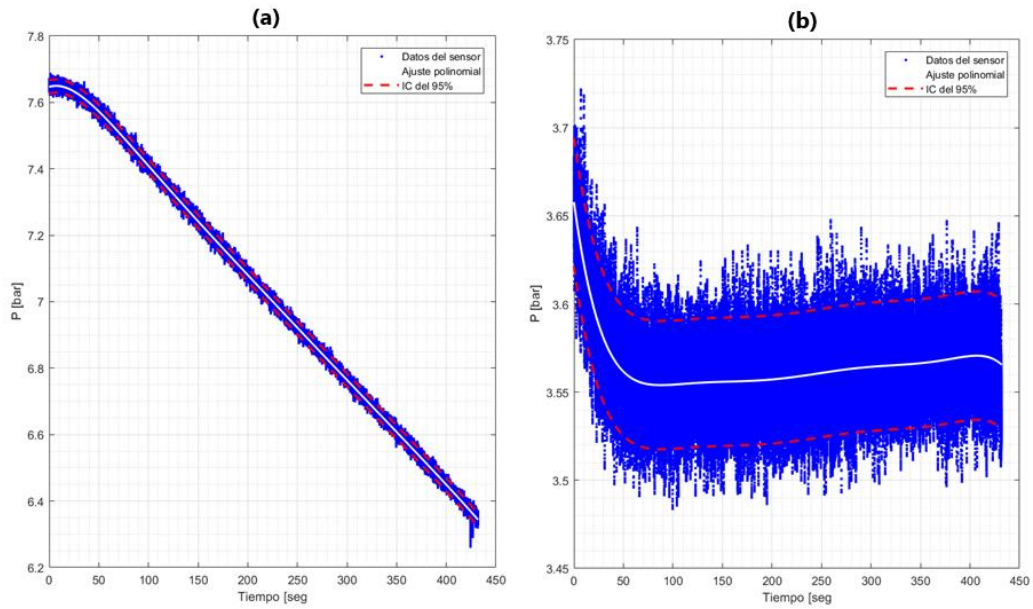


Figura 6. 3° ensayo: (a) curva del sensor del tanque de presurizante. (b) curva del sensor del ullage.

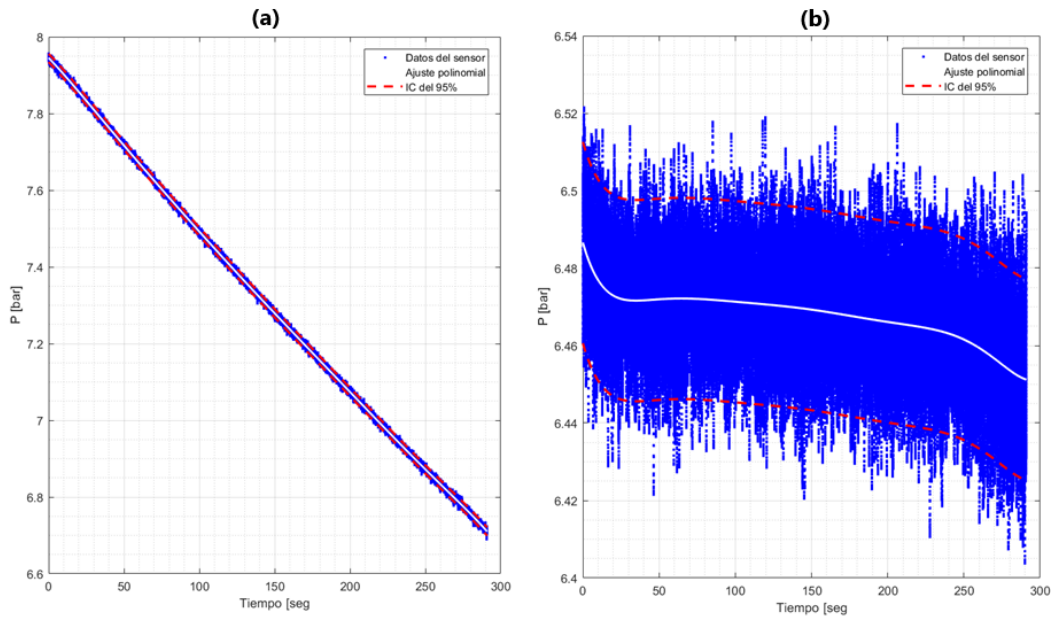


Figura 7. 4° ensayo: (a) curva del sensor del tanque de presurizante. (b) curva del sensor del ullage.

4. DISCUSIÓN

Para concluir con la comparación de los resultados se crea la Tabla 1, donde se pueden observar los errores determinados con el método de Sutton [1] y con el método de Ring [2]. En la primera sesión no hay diferencia entre ambos métodos porque la diferencia entre el factor de compresibilidad inicial y el final es casi nula. En los ensayos de la 2° sesión se puede observar un aumento en el error para el método de Ring con respecto al de Sutton. Según la referencia [3] esto puede ser debido a que la relación P_g/P_o es cercana a la unidad, con lo cual la acción de tratar de corregir las no linealidades a través del factor de compresibilidad resulta perjudicial.

Tabla 1. Comparación de todas las pruebas realizadas y de las 2 formulaciones teóricas.

Sesión	1° Sesión		2° Sesión			
Magnitudes	1° test	2° test	1° test	2° test	3° test	4° test
P_g/P_o	0,9698	0,9826	0,7132	0,7518	0,8148	0,8408
mo exp. [kg]	0,988	0,922	0,71	0,99	1,09	1,13
SUTTON						
mo teor. [kg]	1,662	2,907	0,689	0,960	1,054	1,348
Er rel [%]	67,57	213,48	-2,31	-2,98	-3,11	19,73
RING						
mo teor. [kg]	1,656	2,890	0,687	0,957	1,050	1,343
Er rel [%]	67,57	213,48	-2,53	-3,27	-3,45	19,28

En la Figura 8 se observa como al acercarse a 1 la relación P_g/P_o , el error de predicción de masa tiende a infinito, al igual que los datos experimentales obtenidos en la primera sesión de ensayos y el 4to ensayo de la 2da sesión.

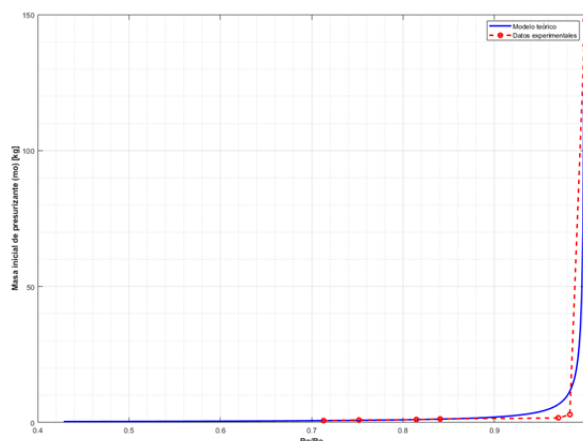


Figura 8. Comparación entre resultados experimentales y predicción teórica.

5. CONCLUSIONES

A partir de los resultados de este trabajo, expresados en la Tabla 1, se puede corroborar la importancia de generar una notable caída de presión en el tanque de presurizante, entre el inicio y el final de la expulsión del propelente, para obtener una buena predicción de la teoría. Mientras más cercana a la unidad se encuentre la relación P_g/P_o peor será la predicción de masa necesaria. De los ensayos realizados se puede deducir que para relaciones menores a 0,8 el error obtenido es menor al 10%.

Para asegurar lo expresado anteriormente, resulta necesario realizar más ensayos y determinar la incertidumbre del sistema, aun así, los resultados obtenidos parecen seguir las desviaciones esperadas según la teoría (Figura 8).

Se puede concluir, al menos de manera preliminar, que los experimentos realizados durante la segunda sesión de ensayos verifican la teoría presentada en este trabajo.

Hay que tener en cuenta que todos los ensayos se realizaron a temperatura ambiente, por lo tanto, se plantea a futuro repetir los mismos con propelentes criogénicos con el fin de verificar la teoría para dichas temperaturas.

Como comentario final, resulta interesante como una corrección por compresibilidad del aire resulta en una peor predicción que al no tener dicha corrección, por lo menos, a P_g/P_o cercanas a 1, esto se puede contrastar con la comparación de resultados presentada en la referencia [3], donde ocurre algo similar. Por lo tanto, la ecuación de Ring se debe usar con dicha precaución.

6. REFERENCIAS

1. G. P. Sutton and O. Biblarz: "Rocket Propulsion Elements"; 2010, John Wiley & Sons, 8va edición, Capítulo 6, Sección 5, 201-221.
2. E. Ring: "ROCKET PROPELLANT AND PRESSURIZATION SYSTEMS"; 1964, Prentice – Hall, Inc, Englewood Cliffs, N. J, Parte III, Capítulos 16 al 19, 173-263.
3. R. J. G. Hermsen: Cryogenic propellant tank pressurization, Master thesis report Faculty of Aerospace Engineering, Department of Space Engineering, Delft University of Technology, 2017.
4. P. M. Mantelli, T. V. Berón y J. S. Del Nero: DISEÑO CONCEPTUAL DEL SISTEMA DE PRESURIZACION DE UN VEHICULO LANZADOR, CTA (Centro Tecnológico Aeroespacial), Departamento de Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, UNLP.