

DISEÑO CONCEPTUAL DEL SISTEMA DE PRESURIZACION DE UN VEHICULO LANZADOR

Mantelli, Pablo M., Berón Tomas V. y Delnero, Juan S.*

Unidad de Investigación, Desarrollo, Extensión y Transferencia: Laboratorio de Capa Límite y Fluidodinámica Ambiental. UIDET-LaCLyFA, Departamento de Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, UNLP. Calle 116 s/n entre 47 y 48, 1900, La Plata, Argentina. Email: iban.echapresto@ing.unlp.edu.ar

*Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas. CONICET. Av. Rivadavia 1917, C1033AAJ, CABA, Argentina.

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. De todas las variantes dos de los sistemas más utilizados son el sistema de alimentación de gas presurizado y el sistema de alimentación por bombas. En el sistema de alimentación de gas presurizado, 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. El otro sistema es el de alimentación por bomba. En esta configuración el desplazamiento de los propelentes es logrado mediante una bomba instalada aguas arriba de la cámara de combustión. Esta bomba eleva la presión del combustible y oxidante para que entre a los inyectores con los valores adecuados. En este caso el sistema de presurización solo debe garantizar una presión mínima en los tanques de propelentes de manera que a la entrada de la bomba exista un valor de presión mínima para evitar la cavitación de la misma.

Desarrollo y discusión

Se proponen 2 sistemas de presurización donde se plantea el diseño básico y un cálculo preliminar analítico de la cantidad de masa presurizante. En los esquemas siguientes se expondrán los unifilares conceptuales de ambos sistemas de presurización así como la descripción de su funcionamiento.

En el sistema presurizado sin bomba, el gas presurizado parte del tanque de compensación de helio, este se dirige hacia el regulador de presión el cual establece la presión requerida en la línea de LOX (Oxidante) y CH₄ (Combustible). Aguas abajo de los tanque se puede distinguir un filtro, cuyo fin es retirar en última instancia, cualquier partícula invasiva no deseable que modifique la reacción de combustión. Por último, previo a ingresar el combustible en la cámara del motor, se observan dos válvulas que comandan el arranque del motor. En el caso de sistemas de presurización con bomba, los componentes que encontramos a medida que se recorre el circuito son los mismos, sin embargo la principal diferencia entre ambos son las presiones a las que se encuentran sometidos los tanques y por ende las válvulas filtros y reguladores de presión, ya que únicamente se requiere de una presión suficiente, en la entrada de la bomba, que le permita trabajar en una zona donde la cavitación se reduzca al mínimo aceptable para mantener la integridad de la misma.

Para el cálculo de la masa de gas presurizante se supone que el gas almacenado en el reservorio se encuentra a temperatura ambiente y se realizará una expansión adiabática del mismo, que se comporta como un gas ideal y se puede aplicar la conservación de energía. Dado que el tanque de propelentes a menudo tiene algo de aislamiento y que el funcionamiento de los motores cohete es corto, el proceso de expansión será cercano a uno adiabático. Además, se asume que no hay evaporación del propelente líquido, que el gas es inerte, no se disuelve en el propelente y no hay salpicaduras ni vórtices.

Supongamos que la condición inicial en el tanque del gas viene dada por el subíndice 0 y las condiciones instantáneas en el tanque del gas (reservorio de He) por el

subíndice g y en el tanque del propelente por el subíndice p. La cantidad de masa de gas viene dada por la siguiente expresión [1]:

$$m_0 = \frac{p_g m_0}{p_0} + \frac{p_p V_p k}{RT_0} = \frac{p_p V_p}{RT_0} \left(\frac{k}{1 - p_g/p_0} \right)$$

El primer término de esta ecuación expresa la masa de gas necesaria para vaciar un tanque de propulsor completamente lleno si la temperatura del gas se mantiene a la temperatura de almacenamiento inicial T₀. El segundo término expresa la disponibilidad del gas de almacenamiento en función de la relación de presión a través de la cual se expande el gas. Esta ecuación supone gas ideal, sin transferencia de calor y sin transferencia de masa. Pero para nuestro caso si es importante la transferencia de calor. Esto se debe a factores que aumentan la transferencia de calor entre el gas y la pared. Algunos de estos factores son, la alta presión en el tanque, la gran diferencia de temperatura entre el gas a presión "caliente" y el propelente frío y la pared del tanque, gran capacidad calorífica del tanque de propelente, debido a sus gruesos espesores y mamparos, diseñados para soportar las altas presiones. Teniendo en cuenta lo antes mencionado se corrige la masa de presurizante obtenida a partir del cálculo simplificado mediante un factor de colapso K el cual se obtiene experimentalmente ensayando el comportamiento de diferentes gases presurizantes sobre diferentes propelentes líquidos. El factor de colapso K se define como la relación entre la cantidad real de gas que fluye hacia el tanque de propelente "mu" y la cantidad ideal de gas necesaria. El valor K suele variar entre 1 y 3, en nuestro caso el valor utilizado es 2 obtenido de [4].

$$K \equiv \frac{(m_u)_{real}}{(m_u)_{ideal}}$$

Resultados

Como ejemplo de cálculo, para todos los casos la temperatura de He en el reservorio es de 20 °C. Con respecto a los propelentes la cantidad de oxidante LOX es de 300lts y la de combustible CH₄ de 100lts. Para el caso sin bomba, la presión inicial en reservorio (P₀) de He es de 200 Bar y la presión final en el mismo (P_g) es de 80 Bar. La presión en los tanques de propelentes (P_p) requerida para garantizar caudal y presión en la entrada de los inyectores es de 40 Bar. Para el caso con turbobomba: Presión inicial en reservorio (P₀) de He es de 200 Bar y la presión final en el mismo (P_g) es de 10 Bar. La presión en los tanques de propelentes (P_p) requerida para presión en la entrada de la bomba es de 3 Bar.

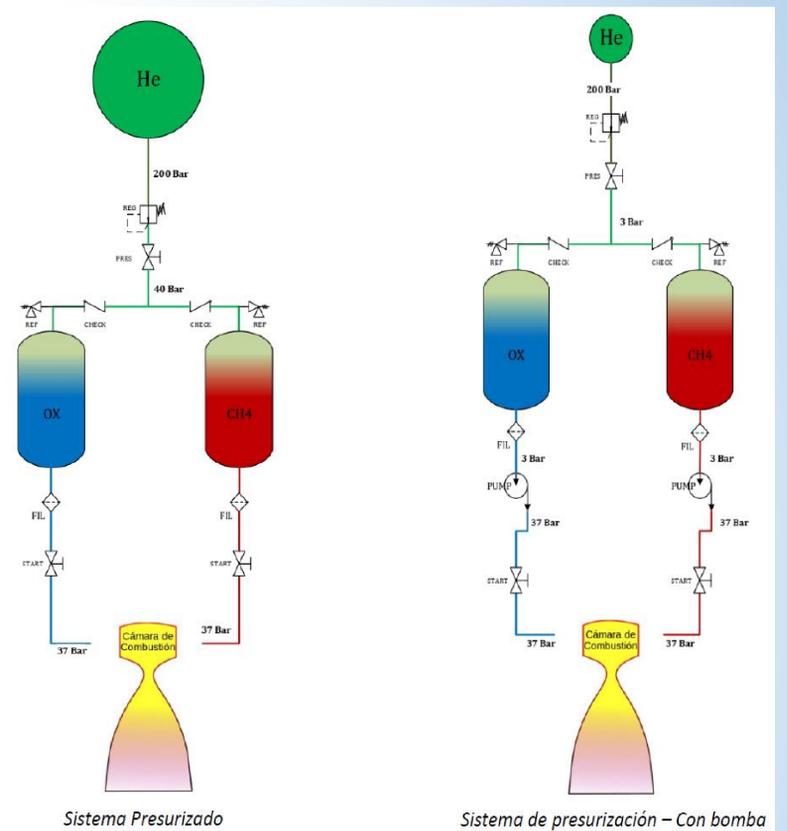
Conclusiones

Si bien el empuje del motor estará dado por la geometría de la tobera, el caudal másico y la presión de la cámara, la presión en los tanques estará dada por el sistema adoptado. En el caso con bombas la presión en los tanques es baja en comparación con sistemas presurizados donde la presión en el tanque será la requerida para obtener la presión de cámara adecuada. El análisis antes realizado deberá ser corregido de acuerdo a diferentes parámetros que nombra la bibliografía, llevándolo a condiciones más realistas o planificar los ensayos adecuados que nos permitan tener más precisión en los cálculos, Teniendo como premisa siempre afinar el cálculo para obtener siempre el menor peso posible.

Referencias

Bibliografía

- [1] Sutton, George P. & Biblarz, O. "Rocket Propulsion Elements"- Editorial : Wiley; 9a edición (Diciembre 2016)
- [2] Taylor Travis S. "Introduction to Rocket Science and Engineering"- Editorial: CRC Press; 1er edición (Febrero 2009).
- [3] Turner, Marti J.L. "Rocket and Spacecraft Propulsion: Principles, Practice and New Developments" - (Springer Praxis Books) 3rd Edición, 2008.
- [4] Rob Hermsen, Rob & Zandbergen, Barry "Pressurization system for a cryogenic propellant tank in a pressure-fed high-altitude rocket" 7th European Conference for Aeronautics and Aerospace Sciences (EUCASS) 2017.



Sistema Presurizado

Sistema de presurización - Con bomba

Tabla 1 – Resultados de masas de presurizantes

Sin bomba	m0 [Kg]	m0 corregido [Kg]	Volumen del reservorio [m3]	Volumen del reservorio corregido [m3]
OX 300[lts]	5.45	8.72	0.16	0.26
CH4 100[lts]	1.81	2.9	0.05	0.08
Con bomba	m0 [Kg]	m0 corregido [Kg]	Volumen del reservorio [m3]	Volumen del reservorio corregido [m3]
OX 300[lts]	0.25	0.5	0.0078	0.015
CH4 100[lts]	0.08	1.16	0.0026	0.0051