

DISEÑO CONCEPTUAL DEL SISTEMA DE PRESURIZACIÓN DE UN VEHICULO LANZADOR

Mantelli Pablo M.; Berón Tomas V. & Delnero Juan S

CTA Centro Tecnológico Aeroespacial

Departamento de Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, UNLP. Calle 116 s/n entre 47 y 48, 1900, La Plata, Argentina – email: pablo.mantelli@ing.unlp.edu.ar

Palabras clave: Lanzadores; Presurización; Tuberías

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. En el siguiente diagrama se plantea una clasificación amplia en cuanto a sistemas disponibles de presurización [1].

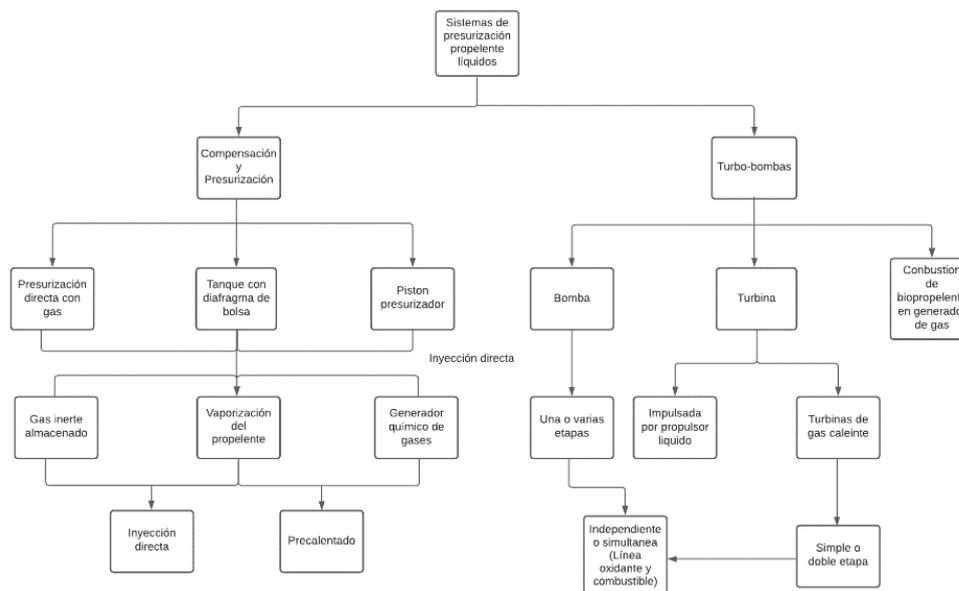


Figura 1- Sistemas de presurización

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. Una desventaja de esta configuración es que al usar presiones elevadas se

necesita en los tanques de propelentes una cantidad de gas elevada y un reservorio de gran tamaño para almacenar el mismo, incrementando el peso del vehículo.

Los motores cohetes con sistemas de alimentación de gas presurizado resultan más robustos y confiables, debido a la simpleza de actuación del mecanismo y por lo tanto también resultan más económicos. El primer vehículo espacial presentaba un sistema de alimentación presurizado por gas (Goddard 1926). Desde entonces, ha habido dos tipos comunes de sistemas de alimentación presurizados y ambos se utilizan para ciertas aplicaciones en la actualidad. El primero usa un regulador de presión de gas en la línea de alimentación o suministro generando una compensación constante de la presión llevando al propulsor a funcionar a una presión del tanque constante y empuje casi invariante. Figura 2.

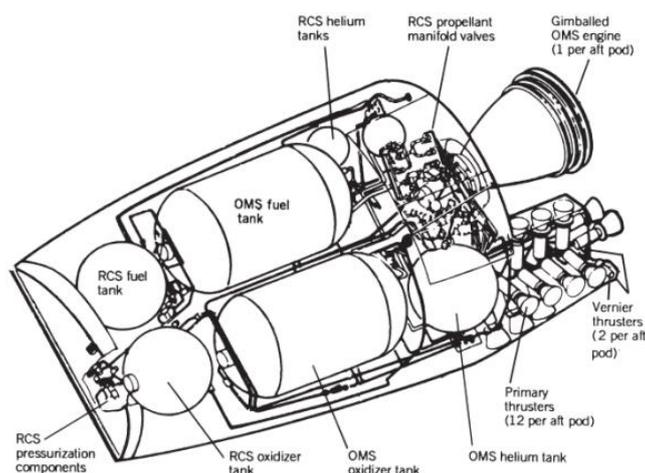


Figura 2 - Sistema propulsor presurizado

El segundo tipo de sistema de alimentación a presión de gas se llama “pre-purga en sistema de alimentación”. En estos, los tanques de propelentes se agrandan porque almacenan no solo los propulsores sino también el gas de presurización a la presión máxima inicial del tanque. No hay tanque de gas de alta presión separado ni regulador de presión. La expansión del gas ya en los tanques prevé la expulsión de los propelentes de sus tanques. El sistema de purga puede ser más ligero que un sistema de presión regulada, pero el empuje y las presiones disminuyen constantemente a medida que se consumen los propulsores por lo que la eficiencia de los motores también se reducen.

Dentro de este mismo sistema podemos encontrar algunas variantes en cuanto al gas utilizado para la presurización. Este puede ser inyectado en los tanques de forma directa, puede precalentarse previo a la inyección aprovechando la expansión del gas y así reducir el volumen de los tanques auxiliares o bien se puede evaporar una porción del combustible criogénico precalentándolo y reinyectándolo en el tanque. 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. En la mayoría de las configuraciones se utiliza una turbobomba, estas turbinas derivan su poder de la expansión de gases calientes, es decir, de la línea principal de propelentes se extrae una proporción, la

cual se hace combustionar en una cámara interna (generador de gases) y dichos gases son inyectados en la turbina. Los motores con turbobombas son preferenciales para vehículos de lanzamiento espacial de gran tamaño y gran carga útil (alto empuje y duración). Suelen ser más ligeros que otros tipos de sistema debido a la reducción de carga no útil derivada de la eliminación de tuberías tanques y accesorios adicionales [2] [3].

En el presente trabajo se realiza el diseño conceptual de dos sistemas de presurización para un vehículo lanzador de mediano porte; con alimentación por gas con regulador de presión y alimentación por turbobomba para el caso de una primera etapa. En ambos se plantean los unifilares correspondientes con los componentes básicos. Desde un punto de vista analítico se realiza el cálculo de la cantidad de masa presurizante necesaria para garantizar un valor de presión y caudal másico en la entrada del motor.

Desarrollo y discusión:

Se plantean las siguientes problemáticas; en un estado inicial previo al encendido del motor, los tanques se encuentran cargados, ambos a una presión interior suficiente, que otorga un valor adecuado de presión a los propelentes, que asegure el caudal. Al comenzar la ignición y el despegue, el nivel en dichos contenedores comienza a bajar, la presión por ende disminuye y el flujo másico se reduce desplazando el punto de funcionamiento óptimo del motor. Para conseguir que el caudal se mantenga constante y sea el requerido, se debe suministrar energía al sistema, la energía para estas funciones proviene de un gas a alta presión almacenado en un tanque auxiliar, bombas centrífugas con diferentes accionamientos, o una combinación de las dos. Para resolver este inconveniente 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). (Figura 3). Se distingue una válvula de presurización la cual permanece cerrada hasta el momento de la compensación en el lanzamiento. De forma simétrica en el tanque de LOX y CH₄ se distingue un arreglo de válvulas conformado por un venteo de seguridad ante sobrepresiones, una válvula de chequeo o anti retorno que evita la mezcla del combustible con el oxidante en la rama de presurización ante recirculaciones.

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. Las variantes a este unifilar principalmente son, la independización de la compensación para cada tanque, el número de reguladores de presión, y elementos auxiliares necesarios para la carga del vehículo, además de los elementos de seguridad.

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.

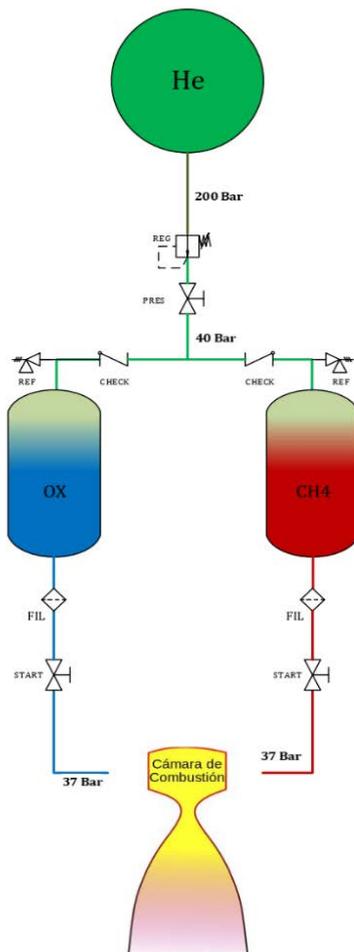


Figura 3 - Sistema Presurizado

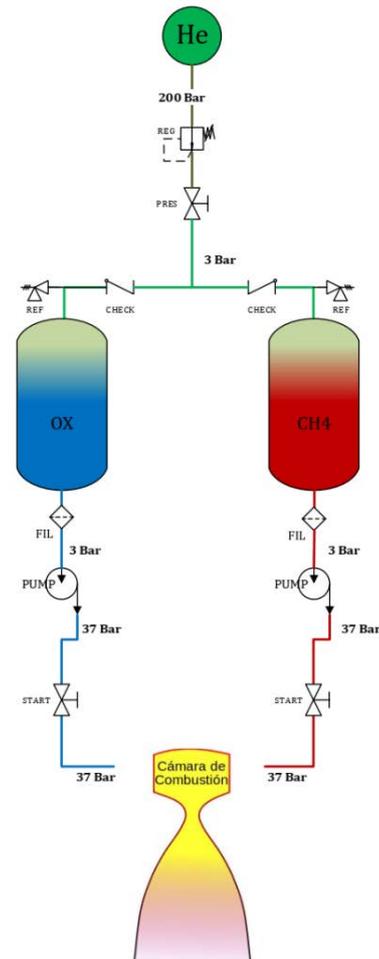


Figura 4 - Sistema de presurización – Con bomba

Para ambos sistemas hay que realizar un análisis fluidodinámico que permita determinar la presión en los tanques de propelentes que garantizan las condiciones de presión y caudal en la entrada de los inyectores de la cámara de combustión. Se deberán tener en cuenta las pérdidas por fricción en las tuberías y pérdidas de carga por accesorios que se encuentren en las dichas líneas. Del análisis se determinará la cantidad de masa del presurizante para cumplir con dicho requerimiento.

Para el cálculo 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 energía del gas después y antes de la expulsión del propelente es [1]:

$$m_g c_v T_g + m_p c_v T_p + p_p V_p = m_0 c_v T_0$$

Con la ecuación de gas ideal se llega a:

$$c_v p_g V_0 / R + c_v p_p V_p / R + p_p V_p = m_0 c_v T_0$$

$$m_0 = (p_g V_0 + p_p V_p k) / (R T_0)$$

Aquí c_v es el calor específico a volumen constante, R es la constante de gas por unidad de masa y k es la relación de calor específico. Esta ecuación se puede expresar como:

$$m_0 = \frac{p_g m_0}{p_0} + \frac{p_p V_p}{R T_0} k = \frac{p_p V_p}{R T_0} \left(\frac{k}{1 - p_g / p_0} \right)$$

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 T_0 . 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 " μ " y la cantidad ideal de gas necesaria.

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

El valor μ ideal se obtiene a partir de la ecuación obtenida para m_0 :

$$(m_u)_{ideal} = m_0 \left[1 - (P_{pres} / P_0)^\gamma \right]$$

El valor K suele variar entre 1 y 3, en nuestro caso el valor utilizado es 2 obtenido de [4]. 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 (P_0) 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 (P_0) 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.

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

Conclusiones

En general, un sistema de alimentación a presión de gas proporciona un rendimiento superior al vehículo que un sistema de turbobomba cuando el impulso total o la masa de propelente es relativamente baja (vehículos de pequeño tamaño) En el caso de vehículos lanzadores de mediano o gran tamaño dependerá de la configuración adoptada, ya que es posible tener una primera etapa con sistema presurizado y con turbobomba y con una segunda etapa presurizada o un vehículo ms eficiente donde ambas etapas son con bombas, ya sean estas mediante turbinas o eléctricas.

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.

Cualquiera sea la selección del sistema para diseñar o analizar un sistema de presurización es necesario conocer o asumir ciertos datos sobre el tanque y el motor. Esto puede incluir desde parámetros básicos del motor, como el flujo de propulsante, el empuje, la duración, el ancho de pulso, volumen del tanque de propulsor rango de temperatura de almacenamiento, propiedades de gas propulsor y presurizante, presión del tanque de propulsor, tanque de gas presión o cantidad de propelente residual no disponible. De esta forma se logra adecuar el sistema correctamente a las dimensiones y capacidades del vehículo. 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.

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.