

# OPTIMIZACIÓN DE UN RECIPIENTE CRIOGÉNICO PARA ALMACENAR HIDRÓGENO LÍQUIDO UTILIZADO EN UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO

## CRYOGENIC VESSEL OPTIMIZATION FOR LIQUID HYDROGEN STORAGE ONBOARD AN UNMANNED AERIAL VEHICLE

**Luz Lara Rodríguez**

Tecnológico Nacional de México / IT de Celaya, México  
*m2103014@itcelaya.edu.mx*

**Salvador M. Aceves**

Tecnológico Nacional de México / IT de Celaya, México  
*salvador.aceves@itcelaya.edu.mx*

**Arnoldo Maeda Sánchez**

Tecnológico Nacional de México / IT de Celaya, México  
*alvaro.sanchez@itcelaya.edu.mx*

**José Martín Medina Flores**

Tecnológico Nacional de México / IT de Celaya, México  
*martin.medina@itcelaya.edu.mx*

**Álvaro Sánchez Rodríguez**

Tecnológico Nacional de México / IT de Celaya, México  
*alvaro.sanchez@itcelaya.edu.mx*

**Recepción:** 10/mayo/2023

**Aceptación:** 19/junio/2023

### Resumen

El almacenamiento de hidrógeno líquido (LH<sub>2</sub>) utilizado para alimentar la celda de combustible de un UAV (vehículo aéreo no tripulado) ha demostrado tener grandes ventajas con respecto del hidrógeno gaseoso. No obstante, uno de los retos a los que se enfrenta es a la pérdida de masa de H<sub>2</sub> por evaporación debida a la transferencia de calor provocada por la diferencia de temperaturas entre el ambiente y el líquido contenido; una forma de mitigar las pérdidas de H<sub>2</sub> es incrementando la presión de diseño y con ello la presión de operación máxima. En este trabajo se optimiza el recipiente de almacenamiento de hidrógeno de un UAV existente, aumentando la presión de diseño hasta alcanzar la autonomía de vuelo máxima.

Los resultados muestran un incremento en la autonomía de vuelo de hasta un 12%, mientras que las pérdidas por evaporación se reducen de 39 a 4.3%.

**Palabras clave:** autonomía, hidrógeno líquido, optimización, presión, UAV.

## **Abstract**

*The storage of liquid hydrogen (LH<sub>2</sub>) used to power the fuel cell of a UAV (unmanned aerial vehicle) has shown to have great advantages over hydrogen in a gaseous or compressed state. However, one of the challenges facing LH<sub>2</sub> storage is the loss of H<sub>2</sub> mass through evaporation due to heat transfer caused by the temperature difference between the environment and the LH<sub>2</sub>; one way to mitigate H<sub>2</sub> losses is by increasing the design pressure, and with this the maximum operating pressure. In this work, the hydrogen storage container is optimized by increasing the design pressure until reaching maximum flight endurance in an existing UAV. The results show an increase in flight endurance of up to 12%, while evaporative losses are reduced 39 to 4.3%.*

**Keywords:** flight endurance, liquid hydrogen, optimization, pressure, UAV

## **1. Introducción**

En los últimos años ha habido un enorme crecimiento en el mercado de vehículos aéreos no tripulados (UAV por sus siglas en inglés – unmanned aerial vehicle) o drones [Hassnian Mohsan, y otros, 2022].

Los UAV se utilizan en todo el mundo en una gran diversidad de aplicaciones, como observaciones meteorológicas, topografía, agricultura y reconocimiento aéreo [Garceau, y otros, 2015] y [Sullivann , y otros, 2006]. Un desafío al que se enfrentan es la capacidad de volar durante períodos prolongados; por lo que se han desarrollado diferentes soluciones como es el uso del hidrógeno (H<sub>2</sub>) [Depcik, y otros, 2020]. Debido a su peso ligero y alta densidad energética, el hidrógeno líquido a temperaturas criogénicas se ha utilizado como combustible para una amplia gama de vehículos desde automóviles [Aceves, y otros, 2010], autobuses [Linde Engineering, 2022], camiones [Choi, y otros, 2022] y trenes [Xu, y otros, 2022] hasta cohetes y transbordadores por parte de la NASA [Mital, y otros, 2006] y

recientemente se ha investigado su uso en UAV [Mills, y otros, 2012] y [Leachman, y otros, 2012].

El hidrógeno se puede almacenar como gas comprimido en recipientes a presión ( $\text{GH}_2$ ) o en estado líquido ( $\text{LH}_2$ ) en tanques o recipientes criogénicos (tipo Dewar). Para drones pequeños con corta duración de vuelo, la opción más adecuada es  $\text{GH}_2$ , almacenado a presiones entre 35 y 70 Mpa. Por otra parte, se han demostrado las ventajas del  $\text{LH}_2$  criogénico operando a presiones cercanas a la atmosférica para drones de alta duración de vuelo, por su mayor capacidad de almacenamiento y bajo peso. El hidrógeno en su estado líquido mejora significativamente su energía por unidad de volumen en relación con  $\text{GH}_2$ .

El hidrógeno gaseoso almacenado a 35 MPa y 20 °C tiene sólo un tercio del contenido de energía por unidad de volumen del  $\text{LH}_2$  [Mital, y otros, 2006]. Además, dado que la presión de trabajo en un recipiente criogénico es menor a la de un recipiente a presión, su diseño mecánico permite reducir el espesor de la pared del contenedor y, por lo tanto, su peso.

En este trabajo se analiza un sistema de almacenamiento de hidrógeno líquido para un UAV con larga duración de vuelo, usando como base para el análisis el UAV "Ion Tiger" desarrollado por el Laboratorio de Investigación Naval de los Estados Unidos (NRL por sus siglas en inglés), y que cuenta con una autonomía de vuelo de 48 horas [Stroman, y otros, 2014]. El propósito del análisis es optimizar el recipiente criogénico de  $\text{LH}_2$  para maximizar la autonomía de vuelo del UAV. Este tipo de recipiente es conocido en la literatura como tanque Dewar y está conformado por un recipiente interno en el que se almacena el  $\text{LH}_2$ , aislante térmico al vacío y un recipiente externo también conocido como camisa de vacío. Uno de los retos a los que se enfrenta el almacenamiento de  $\text{LH}_2$  es la pérdida de masa de  $\text{H}_2$  por evaporación, la cual debe ser liberada al ambiente cuando se alcanza la presión de operación máxima permisible. Cuando la razón de evaporación de masa debida a la transferencia de calor es superior a la razón de masa requerida por la celda de combustible, se acumula el  $\text{GH}_2$  contenido en el recipiente, provocando que aumente su presión. Una vez que se alcanza la presión de operación máxima, se libera  $\text{H}_2$  al ambiente para mantener la presión al valor máximo permitido.

Por otro lado, incrementar la presión de diseño es una alternativa que permite contener el  $H_2$  por más tiempo en el recipiente sin liberar masa de  $H_2$ , disminuyendo así las pérdidas de masa por evaporación. El llevar la presión más allá del punto crítico en recipientes criogénicos ha sido estudiado para aplicaciones automotrices, y se le conoce en la literatura técnica como “Hidrógeno crio-comprimido” [Moreno-Blanco, y otros, 2019] y [Petitpas, y otros, 2019].

## 2. Métodos

Para maximizar la autonomía de vuelo del UAV “Ion Tiger”, se incrementa la presión de diseño del recipiente interno mientras que el peso total (Dewar+hidrógeno) se mantiene constante. Considerando que esto requiere de un aumento en el espesor de la pared, la longitud del segmento cilíndrico del recipiente se acorta para mantener el peso constante. Al mismo tiempo se mantiene el diámetro externo constante y, por lo tanto, se reduce el volumen interior del contenedor. El área interior también disminuye, reduciendo la transferencia de calor hacia el hidrógeno. Esto alarga el tiempo necesario para que el hidrógeno alcance la presión de diseño y la cantidad de hidrógeno liberada al ambiente se acorta, aumentando la autonomía de vuelo (Figura 1).

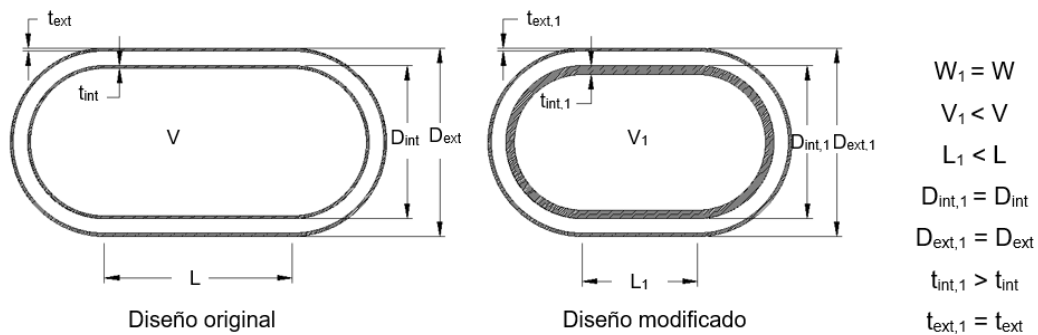


Figura 1 Optimización del recipiente de almacenamiento de  $LH_2$ .

Para determinar la autonomía de vuelo máxima primero se calculan las características de almacenamiento del tanque Dewar (volumen y masa de hidrógeno) a diferentes presiones de diseño comenzando con una presión de diseño de 280 kPa. Posteriormente, con la capacidad de almacenamiento del recipiente y

la máxima presión de operación, la cual se considera igual a la presión de diseño, se realiza la simulación del comportamiento termodinámico del sistema de almacenamiento de LH<sub>2</sub>, con la cual, se obtiene la autonomía de vuelo y el porcentaje de masa de H<sub>2</sub> utilizada por la celda de combustible a diferentes presiones de diseño. El procedimiento para la simulación se muestra más adelante. Los resultados obtenidos de la simulación son comparados con los resultados del diseño original, en los cuales se obtuvo una autonomía de vuelo de 48 horas a una presión de operación máxima de 280 kPa.

### Características del UAV y el sistema de almacenamiento de LH<sub>2</sub>

El “Ion Tiger” es un UAV de prueba tipo avión de alta autonomía de vuelo (high endurance) desarrollado por el Laboratorio de Investigación Naval de los Estados Unidos (NRL por sus siglas en inglés), utilizado en altitudes pequeñas (<1000 m), ver figura 2. Su peso total es de 17.58 kg y fue diseñado para una potencia máxima de propulsión de 500 W, una velocidad de crucero de 13.89 m/s (27 nudos) y una carga útil de 2.25 kg (5 lb) [Stroman, y otros, 2014] y [Swider-Lyons, y otros, 2011]. Las tablas 1 y 2 muestran las características del UAV “Ion Tiger” y el peso de cada uno de los componentes para el sistema de almacenamiento de LH<sub>2</sub>.



Figura 2 UAV “Ion Tiger” desarrollado por US Naval Research Laboratory.

Tabla 1 Características del “Ion Tiger”.

Dimensiones	Unidades as	Sistema métrico
Área superficial del ala (wing area)	16.9 pie <sup>2</sup>	1.57 m <sup>2</sup>
Envergadura (span)	17 pie	5.18 m
Relación de aspecto (aspect ratio)	17	17
Longitud	7.9 pie	2.41 m
Potencia promedio del propulsor	292 W	292 W
Altitud de vuelo	3000 pie	914 m

Tabla 2 Peso total del UAV "Ion Tiger" con un tanque Dewar de LH<sub>2</sub>.

Componente	Sistema de LH <sub>2</sub>	
	Peso (lb)	Peso (kg)
Celda de combustible PEM	2.2	1
Tanque de hidrógeno	8.2	3.68
Hidrógeno	3	1.34
Regulador	0.4	0.18
Estabilizador (ballast)	0.55	0.25
Aislamiento externo	0.38	0.17
Interfaz de vuelo con calentador y conexiones de montaje	0.39	0.176
Sistema de enfriamiento	1.5	0.68
Sistema de propulsión	0.9	0.41
Electrónica del UAV	1	0.45
Estructura del UAV	15.5	7.03
Carga útil (payload)	5.0	2.27
Peso total	39	17.58

Por su parte, el sistema de almacenamiento de hidrógeno líquido (LH<sub>2</sub>) está compuesto de un tanque tipo Dewar, el cual consta de un recipiente interno, aislante térmico de vacío y una camisa de vacío o recipiente externo, una interfaz de vuelo, un calentador tipo resistencia, tubería de descarga y ventilación, un regulador de presión, un estabilizador, electrónica de control y válvulas de alivio de presión manual y solenoide.

El recipiente interno tiene una geometría cilíndrica con tapas laterales hemisféricas y está fabricado con lámina de aluminio 6061-T6, debido a su alta resistencia mecánica, su peso ligero y su capacidad de resistencia y ductilidad a temperaturas criogénicas. El diámetro interior es de 267.3 mm (10.525 in) y tiene un espesor tanto en el cuerpo del cilindro como en las tapas de 1.27 mm (0.05 in), lo cual resulta en un volumen interno de 20 dm<sup>3</sup> (Litros).

El recipiente externo también está fabricado con lámina de aluminio 6061-T6. El cuerpo cilíndrico tiene 177.8 mm (7 in) de largo, 320.7 mm (12.625 in) de diámetro exterior y un espesor de 1.2 mm (0.047 in). Las tapas hemisféricas tienen un espesor de 2.3 mm (0.09 in) en la periferia y un diámetro exterior de 320.7 mm (12.625 in) para poder coincidir con el diámetro del cuerpo del recipiente. El espesor en las tapas varía desde el borde de la periferia hasta el ápice, en segmentos en forma de cuña separados por bordes, alcanzando un espesor mínimo de 0.89 mm (0.035 in). Cada segmento tiene un ancho de aproximadamente 1.9 mm (0.075 in).

### Modelado del comportamiento termodinámico del sistema

El comportamiento termodinámico del sistema se evalúa a partir de las ecuaciones 1 y 2, las cuales resultan de aplicar un balance de masa y energía al sistema de almacenamiento de hidrógeno (Figura 3).

$$\frac{dM_{H_2}}{dt} = \dot{m}_{H_2,sal} \quad (1)$$

$$\frac{dU}{dt} = \dot{Q}_{ent} - \dot{m}_{H_2,sal} \cdot h_{H_2,sal} \quad (2)$$

Donde:

$\frac{dM_{H_2}}{dt}$  : Razón del cambio de masa del hidrógeno contenido en el recipiente interno, kg/s.

$\frac{dU}{dt}$  : Razón de cambio de la energía interna del hidrógeno contenido en el recipiente interno, J/s.

$\dot{m}_{H_2,sal}$  : Flujo másico a la salida del sistema, kg/s.

$\dot{Q}_{ent}$  : Razón de transferencia de calor hacia el hidrógeno contenido en el recipiente interno, W.

$h_{H_2,sal}$  : Entalpía específica del flujo másico a la salida del sistema, J/kg.

Cuando el UAV está operando, no entra masa al sistema, tampoco se realiza trabajo por el sistema ni sobre el sistema. Por último, la transferencia de calor siempre ocurre del medio más caliente al más frío, por lo que no hay rechazo de calor hacia el ambiente. Integrando ambos lados en las ecuaciones 1 y 2 a lo largo de un periodo de tiempo  $\Delta t$ , se obtienen las ecuaciones 3 y 4.

$$\Delta M_{H_2} = m_{H_2,i} - m_{H_2,f} = \dot{m}_{H_2,sal} \cdot \Delta t \quad (3)$$

$$\Delta U = U_f - U_i = \dot{Q}_{ent} \cdot \Delta t - \dot{m}_{H_2,sal} \cdot \Delta t \cdot h_{H_2,sal} \quad (4)$$

Donde:

$m_{H_2,i}$  : Masa inicial de hidrógeno contenido en el recipiente interno, kg.

$m_{H_2,f}$  : Masa de hidrógeno contenido en el recipiente interno al final del intervalo de tiempo  $\Delta t$ , kg.

- $U_i$  : Energía interna inicial del hidrógeno en el recipiente interno, J.  
 $U_f$  : Energía interna del hidrógeno contenido en el recipiente interno al final del intervalo de tiempo  $\Delta t$ , J.  
 $\Delta t$  : Intervalo de tiempo para el cual se calcula el cambio en la energía interna y el cambio de masa, s.

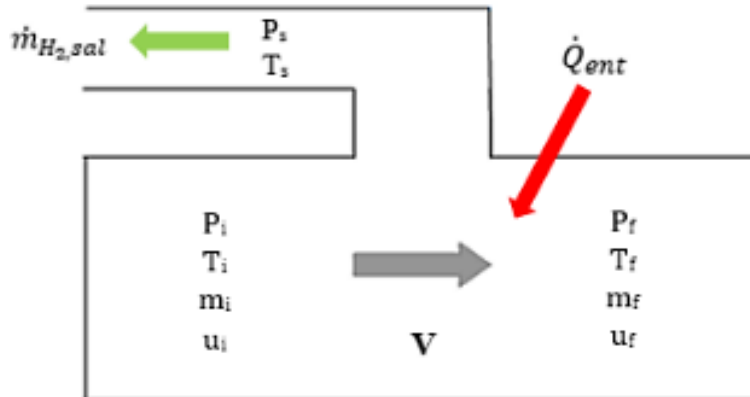


Figura 3 Esquema del sistema de almacenamiento de LH<sub>2</sub>.

Por otra parte, la energía interna se calcula multiplicando la masa de hidrógeno almacenado por la energía interna específica, tal como se muestra en las ecuaciones 5 y 6. Donde  $u_i$  y  $u_f$  son la energía interna específica inicial y final, respectivamente, en J/kg.

$$U_i = m_{H_{2,i}} \cdot u_i \quad (5)$$

$$U_f = m_{H_{2,f}} \cdot u_f \quad (6)$$

Sustituyendo los valores de la energía interna de las ecuaciones 5 a 6 en la ecuación 4 y reacomodando términos, las ecuaciones 3 y 4 pueden describirse en la forma de las ecuaciones 7 y 8.

$$m_{H_{2,f}} = m_{H_{2,i}} - \dot{m}_{H_{2,sal}} \cdot \Delta t \quad (7)$$

$$m_{H_{2,f}} \cdot u_f = m_{H_{2,i}} \cdot u_i + \dot{Q}_{ent} \cdot \Delta t - \dot{m}_{H_{2,sal}} \cdot \Delta t \cdot h_{H_{2,sal}} \quad (8)$$

Las ecuaciones 7 y 8 son utilizadas para el modelado del comportamiento termodinámico del sistema, utilizando  $\Delta t = 60$  s.



## Condiciones iniciales y de operación del sistema

Las condiciones iniciales y de operación (Tabla 3) fueron obtenidas de Stroman et al. [Stroman, y otros, 2014], en donde algunos de los datos fueron obtenidos de pruebas de rendimiento realizadas en el UAV.

Tabla 3 Condiciones iniciales y de operación del sistema de almacenamiento de LH<sub>2</sub>.

Condiciones iniciales y de operación	Valor
Presión interna inicial	225.4 kPa
Presión de diseño	552 kPa
Masa inicial de H <sub>2</sub>	1.326 kg
Volumen interno	20 litros
Densidad inicial del H <sub>2</sub>	66.3 kg/m <sup>3</sup>
Flujo de calor	9.15 W/m <sup>2</sup>
Tiempo de vuelo	48 horas

## Software utilizado para el modelado

El comportamiento termodinámico del sistema se modeló con REFPROP [National Institute of Standards and Technology, 2013], una base de datos computarizada para el cálculo de propiedades termodinámicas, tanto de sustancias puras como de mezclas, integrado en una hoja de cálculo para crear una tabla dinámica capaz de resolver las ecuaciones 7 y 8.

## Diseño del recipiente interno

El cálculo del espesor requerido por el recipiente interno se realiza por presión interna de acuerdo con el código "ASME Boiler and Pressure Vessel Code", sección VIII División 1 [American Society of Mechanical Engineers, 2019], e incluye el cálculo del espesor mínimo del cuerpo cilíndrico y de las tapas hemisféricas.

El espesor del cuerpo se determina con la ecuación 9 en tanto que el espesor de las tapas se calcula con la ecuación 10.

$$t = \frac{pD_i}{2SE - 1.2p} \quad (9)$$

$$t_h = \frac{pD_i}{4SE - 0.4p} \quad (10)$$

Donde:

$t$  : Espesor del cuerpo cilíndrico, en mm.

$t_h$  : Espesor de las tapas, en mm.

$p$  : Presión de diseño interna (presión absoluta), en kPa.

$D_i$  : Diámetro interno del cuerpo cilíndrico, en mm.

$S$  : Esfuerzo permisible, en kPa.

$E$  : Eficiencia de la soldadura, igual a 1 de acuerdo con “ASME Boiler and Pressure Vessel Code”, sección VIII División 1 [American Society of Mechanical Engineers, 2019].

El esfuerzo máximo permisible para aluminio 6061–T6 se obtiene de la Tabla 1b del código ASME sección II parte D [American Society of Mechanical Engineers, 2019], en la cual se considera un factor de seguridad de 3.5. Para un rango de temperatura de -30 a 40 °C, el esfuerzo máximo a la tensión ( $S_{ut}$ ) y el esfuerzo permisible ( $S$ ) son 289.6 y 82.7 MPa, respectivamente.

Cabe mencionar que las propiedades mecánicas del aluminio 6061–T6 mejoran a medida que disminuye su temperatura. Para temperaturas criogénicas menor o igual a -196 °C (77 K) el esfuerzo  $S_{ut}$  se incrementa hasta 415 MPa [Senkov, y otros, 2004] y [Van Sciver, 2012]. No obstante, el código ASME no permite el uso de propiedades criogénicas porque es posible que el recipiente pueda operar a temperatura ambiente, por ejemplo, durante pruebas de presión.

### **Restricciones de diseño**

Para el diseño mecánico del recipiente interno se considera un espesor mínimo de 1.27 mm tanto del cuerpo cilíndrico como de las tapas. Este es el espesor usado en el diseño original del “Ion Tiger” [Stroman, y otros, 2014]. El valor mínimo se escogió considerando que podría ser difícil fabricar y soldar recipientes de pared más delgada.

### **Cálculo del peso total del tanque Dewar**

Para el cálculo del peso del tanque Dewar se consideran únicamente la masa de los recipientes interno y externo más la masa del hidrógeno contenido. Otros componentes del sistema (regulador, válvulas, calefactor, etc.) no cambian durante

el proceso de optimización y, por lo tanto, no es necesario considerarlos en el análisis. De esta manera, se igualan el peso total del tanque Dewar original con el peso del tanque Dewar resultante de un incremento en la presión de diseño, con la cual, la longitud de la sección cilíndrica del recipiente se acorta. El peso de los recipientes interno y externo se calcula con la ecuación 11, mientras que para la masa de hidrógeno se utiliza la ecuación 12.

$$m_{rec} = \rho_{al} \cdot V_{al} \quad (11)$$

$$m_{H_2} = \rho_{i,H_2} \cdot V_i \quad (12)$$

Donde:

$m_{rec}$  : Masa de un recipiente cilíndrico, g.

$\rho_{al}$  : Densidad del aluminio 6061 – T6, igual a 2.7 g/cm<sup>3</sup>.

$V_{al}$  : Volumen ocupado por el material, cm<sup>3</sup>.

$m_{H_2}$  : Masa de hidrógeno contenida en el recipiente interno, g.

$\rho_{i,H_2}$  : Densidad inicial del hidrógeno contenido en el recipiente interno, igual a 66.3 g/cm<sup>3</sup>.

$V_i$  : Volumen interior del recipiente interno, cm<sup>3</sup>.

El volumen ocupado por el aluminio se calcula al restar el volumen interno al volumen externo del recipiente, mediante la ecuación 13. Donde  $V_{ext}$  y  $V_{int}$  son los volúmenes externo e interno, respectivamente, en cm<sup>3</sup>.

$$V_{al} = V_{ext} - V_{int} \quad (13)$$

### Procedimiento de optimización

Como ya se mencionó anteriormente, el método de optimización consiste en aumentar la presión de diseño del recipiente mientras que simultáneamente se acorta su parte cilíndrica de modo que el peso total del sistema (Dewar+H<sub>2</sub>) se mantiene constante. La presión de diseño se ajusta hasta alcanzar un valor que maximiza la autonomía del UAV. El procedimiento es el siguiente.

- Cálculo del peso total de los recipientes interno y externo más la masa de hidrógeno contenido del diseño original del Ion Tiger.

- Incrementar la presión de diseño y calcular de forma simultánea lo siguiente:
  - ▲ Peso del recipiente externo. El diámetro y espesor del cuerpo y la tapa del recipiente externo se mantienen fijos y solamente cambia su longitud.
  - ▲ Peso del recipiente interno. Para mantener el peso total igual al del diseño original, se incrementa el espesor del recipiente interno conforme aumenta la presión, mientras se mantiene constante el diámetro externo del cuerpo y las tapas del recipiente interno y se reduce la longitud.
  - ▲ Cálculo del volumen interno y área superficial del recipiente interno.
- Cálculo de la razón de transferencia de calor con las dimensiones del tanque para la nueva presión de diseño, utilizando el flujo de calor mostrado en la tabla 3 para el área superficial calculada en el paso 2.
- Con el nuevo valor de transferencia calor, así como los valores de volumen y masa de hidrógeno contenida en el recipiente interno se procede con el modelado del sistema, utilizando las ecuaciones 7 y 8 para calcular la evolución de la temperatura y presión durante la operación del UAV. La simulación termina cuando la presión se reduce a 200 kPa (presión mínima de alimentación de la celda de combustible), para lo cual se calcula el tiempo de autonomía de vuelo obtenido.
- Cálculo del porcentaje de H<sub>2</sub> utilizado para alimentar la celda de combustible.
- Repetición de los pasos 2 a 5 hasta encontrar la presión de diseño óptima que permita la mayor autonomía de vuelo, considerando incrementos en la presión de 100 kPa.

### **3. Resultados**

#### **Peso total del tanque Dewar original**

El peso total del Dewar original se calculó con las ecuaciones 11 y 12. La masa total de los recipientes interno y externo más la masa de hidrógeno (1326 g) resulto en un valor de 4.567 kg (4,567 g). La masa de los recipientes interno y externo fue de 1.292 y 1.949 kg, respectivamente.

## Resultados de la simulación

La simulación del comportamiento termodinámico del hidrógeno contenido en el recipiente interno muestra que el incremento de la presión de diseño conduce a un aumento en la autonomía de vuelo. Para mantener el peso del recipiente constante (4.567 kg), es necesario disminuir su longitud del recipiente, reduciendo el volumen interno. Al reducir el tamaño, la razón de transferencia de calor hacia el hidrógeno decrece al acortarse el área superficial de transferencia de calor, y con ello se reducen las pérdidas por evaporación, conduciendo a un aumento en la autonomía de vuelo.

La figura 4 muestra cómo cambian los espesores del cuerpo cilíndrico y las tapas, así como también el volumen interior del recipiente interno conforme se incrementa la presión de diseño. Es posible notar que el espesor de la parte cilíndrica del recipiente interno se mantiene constante hasta aproximadamente 800 kPa, mientras que el espesor de las tapas se mantiene constante hasta 1600 kPa. Lo anterior debido a la restricción impuesta al espesor mínimo, el cual no debe ser menor de 1.27 mm. De igual manera, es posible observar como el volumen interno disminuye a partir de 800 kPa, una vez que las paredes del recipiente se hacen más gruesas.

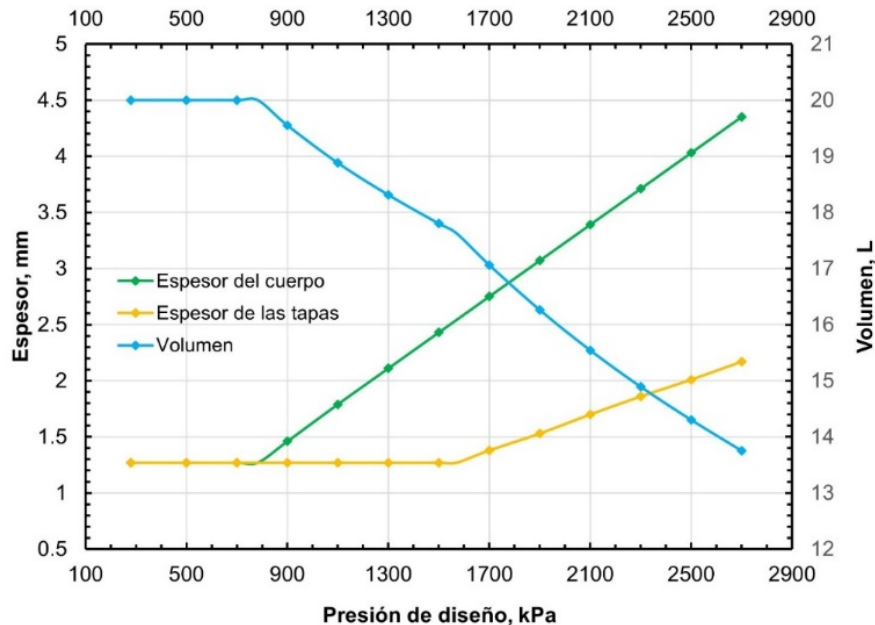


Figura 4 Espesor del cuerpo cilíndrico y de las tapas hemisféricas y volumen del recipiente interno como función de la presión de diseño.

Por otra parte, la figura 5 muestra el cambio en la autonomía de vuelo y el porcentaje de masa de  $H_2$  utilizada para alimentar la celda de combustible con respecto de la presión de diseño. Su valor óptimo resultó ser de 2,500 kPa, con 53.8 horas de autonomía de vuelo y 95.7% del  $H_2$  utilizado en la celda de combustible, lo cual quiere decir que solo se pierde el 4.3% de la masa total contenida en el recipiente interno para no exceder la presión de operación máxima. En esta gráfica es posible observar como la autonomía de vuelo aumenta conforme se incrementa el valor de la presión a partir de 1,300 kPa, alcanzando el máximo a 2,500 kPa. Por su parte el porcentaje de  $H_2$  utilizado para alimentar la celda de combustible aumenta de forma considerable a partir de 1,300 kPa. La figura 5 también muestra que la curva de autonomía de vuelo no es monótona, sino que alcanza un mínimo cerca del punto crítico (1,285 kPa) antes de volver a aumentar a medida que aumenta aún más su presión. Este inesperado resultado puede explicarse a partir de las propiedades del  $H_2$ : ya que la entalpía del vapor de  $H_2$  saturado tiene su valor mínimo en el punto crítico. Considerando que el efecto de enfriamiento de extraer  $H_2$  del recipiente (último término en la ecuación 8) es proporcional a la entalpía del vapor, se obtiene un enfriamiento mínimo cuando el recipiente opera en o cerca del punto crítico.

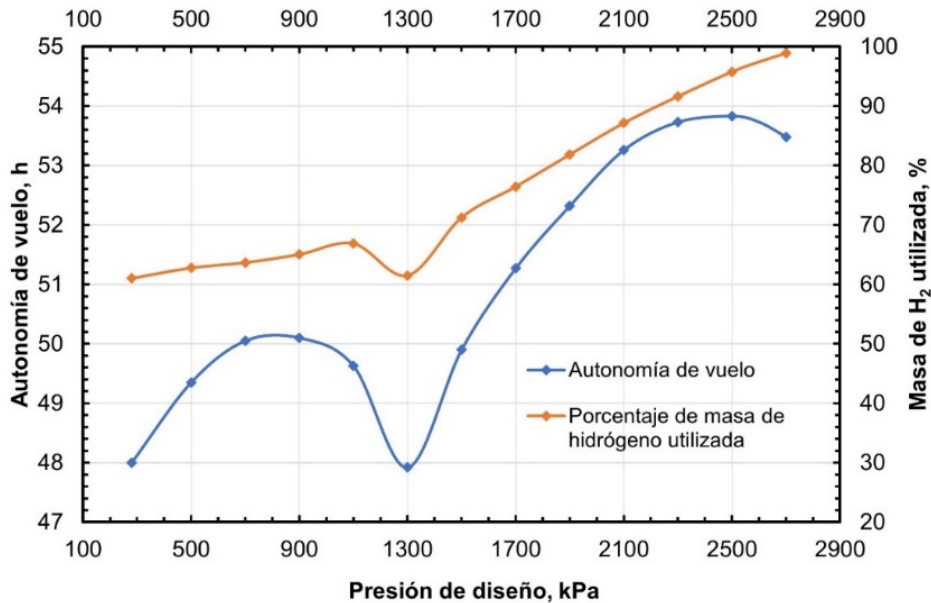


Figura 5 Autonomía de vuelo y porcentaje de masa de  $H_2$  consumida en la celda de combustible como función de la presión de diseño.

## **4. Discusión**

El análisis termodinámico y mecánico del recipiente de almacenamiento de hidrógeno de un vehículo aéreo no tripulado (UAV por sus siglas en inglés) permitió demostrar que es posible aumentar la autonomía de vuelo de un UAV incrementando la presión de diseño en el recipiente sin comprometer su peso; es decir, manteniendo constante el peso del recipiente y por tanto el de la aeronave; con lo cual se logró incrementar la autonomía en un 12%, equivalente a 5.8 horas más de vuelo. A pesar de no obtenerse un incremento en la autonomía de vuelo tan grande, las pérdidas por evaporación se redujeron hasta 4.3%, lo cual representa una gran ventaja con respecto del diseño original, ya que la cantidad que se desperdiciaba en el diseño original (39%) representa pérdidas económicas, por lo que el diseño modificado es un diseño que mejora la eficiencia del sistema de almacenamiento de hidrógeno al mismo tiempo que incrementa la autonomía de vuelo. Además, con este análisis se probó que al mantener el peso constante del tanque Dewar y aumentar la presión de diseño, el volumen de almacenamiento disminuye, pero que esto, lejos de significar una desventaja resulta ser una ventaja, ya que disminuye el valor de la razón de transferencia de calor. Lo anterior debido a que la razón del área entre volumen del recipiente decrece a medida que se acorta la sección cilíndrica del recipiente, encontrando que la geometría del recipiente también tiene un papel importante en la optimización de un recipiente que está sujeto a una gran diferencia de temperatura entre el líquido contenido y el ambiente

## **5. Conclusiones**

Mejoras considerables (12%) a la autonomía de vuelo de UAV pequeños impulsados con LH<sub>2</sub> son posibles si se aplica el concepto del almacenamiento de hidrógeno crio-comprimido y se aumenta la presión de diseño del recipiente (Dewar) arriba del punto crítico para contener el hidrógeno (H<sub>2</sub>) evaporado y retrasar su liberación al ambiente. El análisis detallado de un prototipo de UAV existente (Ion Tiger) considera la optimización de la presión de diseño del Dewar para maximizar la autonomía de vuelo.

Los resultados más importantes del análisis se listan a continuación:

- Si se mantiene el peso constante es posible incrementar 12% la autonomía de vuelo del UAV de 48 a 53.8 horas si se aumenta la presión de diseño del Dewar a 2,500 kPa. Aunque el volumen interno del Dewar se reduce de 20 a 14.3 litros, la muy alta eficiencia de utilización del H<sub>2</sub> (95.7 vs 61% del Ion Tiger) permite un considerable aumento en la autonomía de vuelo.
- Las ventajas del almacenamiento de hidrógeno crio-comprimido (a temperatura criogénica y presión elevada) previamente demostradas en automóviles, también aplican a un UAV, indicando una vez más la ventaja operacional de mitigar las pérdidas evaporativas incrementando la presión de diseño cuando es difícil o poco práctico reducir la transferencia de calor al interior del recipiente. La promesa de mejorar considerablemente la autonomía de vuelo de UAV pequeños revela una vez más el mérito de este concepto.

## **6. Bibliografía y Referencias**

- [1] Aceves, S., Espinoza-Loza, F., Ledesma-Orozco, E., Ross, T., Weisberg, A., Brunner, T., & Kircher, O. (2010). High-density automotive hydrogen storage with cryogenic capable pressure vessels. *International Journal of Hydrogen Energy* (35), 1219-1226.
- [2] American Society of Mechanical Engineers. (2019). ASME Boiler & Pressure Vessel Code, Section II Part D : Materials.
- [3] American Society of Mechanical Engineers. (2019). ASME Boiler and Pressure Vessel Code, Section VIII: Rules for Construction of Pressure Vessels (Vol. Division 1).
- [4] Choi, Y., Kim, J., Park, S., Park, H., & Daejun, C. (2022). Design and analysis of liquid hydrogen fuel tank for heavy duty truck. *International Journal of Hydrogen Energy*, 47, 14687-14702.
- [5] Linde Engineering. (2022). Linde Engineering - Mobilizing buses and trains with H<sub>2</sub>. Recuperado el 18 de October de 2022, de <https://www.linde-engineering.com/en/about-linde-engineering/success-stories/mobilizing-public-buses-and-trains-with-h2.html>.



- [6] Garceau, N., Kim, S., Lim, C., Cho, M., Kim, K., & Baik, J. (2015). Performance test of a 6 L Liquid Hydrogen fuel tank for unmanned aerial vehicles. *IOP Conference Series: Material Science and Engineering*.
- [7] Hassnian Mohsan, S., Asghar Khan, M., Noor, F., Ullah, I., & Alsharif, M. (2022). Towards the Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): A comprehensive Review. *MDPI: Drones*, 6, 27.
- [8] Depcik, C., Cassady, T., Collicott, B, Preetham Burugupally, S., Li, X., Saud Alam, S., Hobeck, J. (2020). Comparison of lithium-ion Batteries, hydrogen fueled combustion Engines, and a hydrogen fuel cell in powering small Unmanned Aerial Vehicle. *Energy Conversion and Management*, 207(112514).
- [9] Leachman, J., Street, M., & Graham, T. (2012). Catalytic pressurization of liquid hydrogen fuel tanks for unmanned aerial vehicles. *AIP Conference Proceedings: Advances in Cryogenic Engineering*, 1434, 1261-1267.
- [10] Mills, G., Buchholtz, B., & Olsen, A. (2012). Design, fabrication and testing of a liquid hydrogen fuel tank for a long duration aircraft. *Advances in Cryogenic Engineering AIP Conference Proceedings*, 1434, 773-780.
- [11] Mital, S., Gyekenyesi, J., Arnold, S., Sullivan, R., Manderscheid, J., & Murthy, P. (2006). Review of Current State of the Art and Key Design Issues With Potential Solutions for Liquid Hydrogen Cryogenic Storage Tank Structures for Aircraft Applications. *NASA Scientific and Technical Information* , 50.
- [12] Moreno-Blanco, J., Petitpas, G., Espinosa-Loza, F., Elizalde-Blancas, F., Martínez-Frias, J., & Aceves, S. M. (2019). The fill density of automotive cryo-compressed hydrogen vessels. *International Journal of Hydrogen Energy* (44), 1010-1020.
- [13] Petitpas, G., Moreno-Blanco, J., Espinosa-Loza, F., Elizalde-Blancas, F., Martínez-Frias, J., & Aceves, S. M. (2019). The storage performance of automotive cryo-compressed hydrogen vessels. *International Journal of Hydrogen Energy* (44), 16841-16851.
- [14] National Institute of Standards and Technology. (2013). REFPROP (versión 9.1) [Software de computador]. NIST. <https://www.nist.gov/srd/refprop>.

- [15] Senkov, O., Bhat, R., & Senkova, S. (2004). High Strength Aluminium Alloys for Cryogenic Applications. *Metallic Materials with High Structural Efficiency*, 151-162.
- [16] Stroman, R., Schuette, M., Swider-Lyons, K., Rodgers, J., & Edwards, D. (2014). Liquid hydrogen fuel system design and demonstration in a small, long endurance air vehicle. *International Journal of Hydrogen Energy*, 39, 11279-11290.
- [17] Sullivan, R., Palko, J., Tornabene, R., Bednarczyk, B., Powers, L., Mital, S., Hunter, J. (2006). Engineering Analysis Studies for Preliminary Design of Lightweight Hydrogen Tanks in UAV Applications. NASA.
- [18] Swider-Lyons, K., MacKrell, J., Rodgers, J., Page, G., Schuette, M., & Stroman, R. (21-22 de September de 2011). Hydrogen Fuel Cell Propulsion for Long Endurance Small UAVs. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [19] Van Sciver, S. (2012). Low-Temperature Materials Properties. En *Helium Cryogenics* (2 ed.). Springer.
- [20] Winnefeld, C., Kadyk, T., Bensmann, B., Krewer, U., & Hanke-Rauschenbach, R. (2018). Modelling and Designing Cryogenic Hydrogen Tanks for Future Aircraft Applications. *Energies* (11,105).
- [21] Xu, Z., Zhao, N., Hillmansen, S., Roberts, C., & Yan, Y. (2022). Techno-Economic Analysis of Hydrogen Storage Technologies for Railway Engineering: A Review. *MDPI: energies*, 15(6467), 22.