

Diseño y fabricación de una pila PEM de mediana potencia para unidad de potencia de un HALE UAV

Renau, Jordi ^{1,*}, Barroso, Jorge ², Miralles, José ¹, Martín, Jesús ², Sánchez, Fernando ¹, Lozano, Antonio ² y Barreras, Félix ²

¹ UCH CEU. Universidad CEU Cardenal Herrera. C/ San Bartolomé, 55, 461150- Alfara del Patriarca, Valencia. E-Mail: jordi.renau@uchceu.es (JR); jose.miralles@uchceu.es (JM); fernando.sanchez@uchceu.es (FS)

² LIFTEC – CSIC, Univ. Zaragoza. Laboratorio de Investigación en Fluidodinámica y Tecnología de la Combustión. María de Luna 10, 50018 - Zaragoza; E-Mail: jbarroso@unizar.es (JB), jjmartin@unizar.es (JM), alozano@litec.csic.es (AL), felix@litec.csic.es (FB)

* Autor Principal y responsable del trabajo; E-Mail: jordi.renau@uchceu.es (JR)

Resumen: En la presente investigación se propone el desarrollo de un sistema de potencia basado en pilas de combustible para ser integrado en un avión no tripulado (UAV) desarrollado por la empresa MEDAVIA. Los requisitos que se le imponen son: un mínimo peso, bajo ruido, bajas emisiones térmicas y una gran autonomía de vuelo. Para ello se empleará una pila de combustible de tipo PEM de alta temperatura, cuya potencia ha sido calculada teniendo en cuenta las características aerodinámicas de los tres escenarios de vuelo previstos: subida a tasa de ascenso constante, vuelo de crucero en el techo de vuelo, y vuelo de descenso hasta el aterrizaje. También se han tenido en cuenta durante la fase de diseño las difíciles condiciones atmosféricas a las que se tiene que enfrentar el sistema de potencia como son las bajas temperatura y humedad relativa. Esto obliga a llevar a bordo depósitos de hidrógeno y oxígeno comprimidos, así como a disponer de alguna estrategia para el manejo del calor generado por reacción química. En una segunda fase, se optimizará la gestión energética del vehículo minimizando el consumo de energía, para aumentar su autonomía y versatilidad.

Palabras clave: UAV, pila de combustible, hidrógeno, PEM, aerodinámica, planta de potencia

1. Introducción

Un vehículo aéreo no tripulado, o UAV según el acrónimo del inglés *unmanned aerial vehicle*, es una aeronave capaz de mantener un nivel de vuelo controlado sin tripulación humana a bordo. Dependiendo de la altitud y el tiempo de vuelo, su tamaño o el peso, los UAVs se clasifican en micro UAVs, UAVs tácticos, UAVs estratégicos y UAVs para tareas especiales [1]. Este tipo de aviones puede emplearse en diferentes aplicaciones, tanto militares como civiles. Desde el punto de vista militar se pueden emplear tanto en misiones de reconocimiento como de ataque, pero también pueden usarse para tomar muestras y realizar tareas de control en ambientes de alta toxicidad química o radiológica, para grabar vídeos o tomar fotos, para detectar incendios o para vigilar el narcotráfico o el terrorismo.

La mayoría de los actuadores de los UAVs son eléctricos lo cual, sumado a la ausencia de tripulación a bordo, los convierte en unos buenos candidatos para el ensayo y la validación de pilas de combustible en vuelo. En la actualidad existen UAVs comerciales que utilizan sistemas de baterías o motores de combustión interna (MCI), pero ninguno propulsado por pilas de combustible.

El presente estudio se desarrolla en el marco de un proyecto financiado por el Ministerio de Economía y Competitividad [2], que tiene como objetivo la optimización del diseño del sistema de potencia basado en una pila de combustible PEM de alta temperatura ultraligera para ser integrado en un avión no tripulado. Se prestará especial atención a la mejora de las prestaciones de las placas bipolares y terminales, teniendo como foco de optimización el peso final de la pila para maximizar la densidad de potencia.

2. Cálculo de la potencia requerida por el sistema de propulsión del UAV

Para dimensionar correctamente la pila de combustible de tipo PEM para el UAV es necesario determinar la potencia máxima que consumirá. Para ello aplicaremos las ecuaciones básicas de la aerodinámica, aunque sin profundizar en la teoría de esta disciplina, sino simplemente empleando los conceptos y herramientas precisos para estimar, de la forma más realista posible, la potencia necesaria para cumplir los objetivos previstos.

Con vistas a reducir los costes del proyecto, se empleará un avión ya construido por la empresa MEDAVIA, diseñado para sustentar una carga total de 25 kg, con una superficie de ala de 0,8 m² y una envergadura de 3,4 m. En los cálculos de diseño se ha considerado un peso total de solo 13 kg, con vistas a reducir el consumo y la potencia necesaria. El uso de un UAV ya construido impone las condiciones de vuelo, tanto en altura como en duración, por tanto, el objetivo de este primer vuelo es probar la planta de potencia, para una vez asegurado su funcionamiento, diseñar y construir un HALE UAV con los objetivos de altitud y duración como premisa. No se contempla consumo de potencia durante el despegue porque el UAV se lanzará desde un vehículo en movimiento.

2.1. Planteamiento del problema aerodinámico

En el movimiento de un UAV existen seis grados de libertad que deben controlarse: los desplazamientos a lo largo de tres ejes coordenados y las rotaciones alrededor de los mismos, lo cual se logra mediante diferentes elementos de control primarios como los alerones en las alas o el timón de profundidad y el de dirección en la cola. Como simplificación de cálculo, se considera que el vuelo del UAV se realiza con estabilidad longitudinal, es decir, la única rotación permitida es alrededor del eje *y*. Esto significa que el UAV se desplaza únicamente en los ejes longitudinal (eje *x*) y normal (eje *z*), siendo el sistema propulsor (el motor más la hélice) quien crea la fuerza de empuje necesaria para el desplazamiento. En la imagen de la Fig. 1 la fuerza de empuje aparece

representada como τ_e , siendo, de forma general, una fuerza descentrada y desviada un cierto valor κ con respecto al eje longitudinal que depende de la construcción del avión.

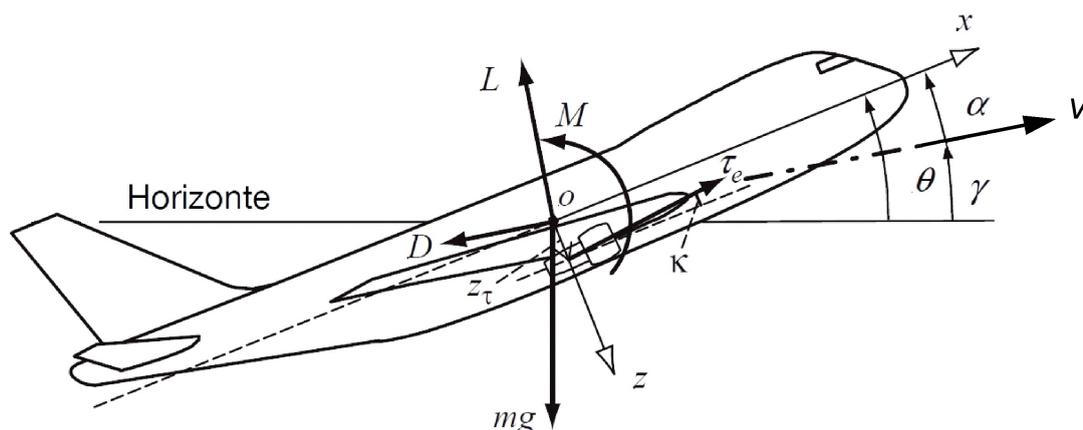


Figura 1. Representación de las fuerzas durante el vuelo de un avión de forma general

La fuerza de empuje, τ_e , se puede representar como una fuerza T aplicada sobre el origen del triedro de estabilidad, y origina parte del momento total M resultante. Otra parte del momento se debe a las fuerzas generadas por la cola, por el desvío entre el ángulo de trayectoria (γ) y el ángulo de asiento (θ), aunque este momento también depende del diseño constructivo del avión. Las fuerzas aerodinámicas presentes durante el vuelo son la sustentación, L (del inglés lift), y la resistencia, D (del inglés drag), ambas generadas por el desplazamiento del UAV en el medio fluido. El módulo de estas fuerzas es:

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L \quad (1)$$

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

donde S es la superficie del ala, y ρ es la densidad del aire según el estándar atmosférico (ISA), que disminuye con la altura de vuelo, h , según la ecuación

$$\rho = \left(\frac{A-h}{B} \right)^c \quad (3)$$

válida hasta los 10.000m, donde A es 44330,769; B es 42266,482, y c es 4.2559. C_L y C_D son los coeficientes de sustentación y resistencia aerodinámica respectivamente, los cuales se determinan con las características aerodinámicas del UAV.

En el caso de UAVs propulsados por hélice, lo normal es que la dirección de T coincida con el eje de estabilidad longitudinal x , por lo que se establece como hipótesis de partida que tanto el empuje T como la velocidad v del UAV tengan la misma dirección y sentido [3], de forma que $\theta = \gamma = \beta$, y $\alpha = 0$. Esto implica que el movimiento del UAV sólo se permite en los ejes x, z . Esta aproximación simplifica notablemente el sistema de ecuaciones necesario para determinar la potencia necesaria para el vuelo, y, lo más importante, permite la existencia de solución analítica para los tres escenarios previstos (ascenso, crucero, y descenso).

Así, en nuestras estimaciones el avión siempre volará con la velocidad necesaria para que la aceleración en el eje perpendicular, z), sea positiva o, como mínimo, cero. Esta velocidad es,

$$v_{\text{lim.}} = \sqrt{\frac{2 \cos(\beta) W}{\rho C_L S}}, \quad (4)$$

donde para el vuelo crucero $\beta = 0$. La densidad varía con la altura según la ecuación (3), y el C_L será el correspondiente al ángulo de ataque, para el vuelo con estabilidad longitudinal.

En la Tabla 1 se resumen las ecuaciones empleadas para realizar el cálculo de la potencia mínima que consumirá el UAV en las tres condiciones de vuelo. Debe indicarse que la potencia de la pila se obtiene al afectar la potencia real en el eje del motor por la eficiencia global del sistema eléctrico que se supone del 71%, y que incluye la del convertidor DC-DC, la del motor eléctrico que acciona la hélice y la de la propia hélice.

El valor del techo de vuelo depende de la planta de potencia del avión, es decir, tanto del sistema de generación de energía, del motor, así como de la hélice empleada. En el caso del UAV usado en este proyecto, la carga alar (W/S) es de 16,25 kg/m², y la máxima velocidad crucero a nivel del mar es de 27 m/s (97,2 km/h), por lo que el techo de vuelo está sobre los 5.300 m.

3. Diseño de la pila de combustible a emplear en la planta de potencia

Los aviones no tripulados actuales requieren procesos de diseño integrados que permitan compensaciones entre las características de diseño de todos los subsistemas de la aeronave. Entre las mejores opciones para propulsar un UAV que demande una potencia menor de 1 kW se encuentra las pilas de combustible de tipo PEM, ya que poseen una elevada densidad energética en estos niveles de potencia [4], y más concretamente las de alta temperatura, en las que se mejoran los procesos electroquímicos al trabajar por encima de los 150°C [5]. Por una parte, se aumenta la tasa de las reacciones químicas lo cual permite reducir sustancialmente la cantidad de platino empleado como electrocatalizador, o incluso su sustitución por otros metales de menor coste. De igual forma, el uso de estas pilas simplifica los sistemas auxiliares porque no es necesario un sistema de humidificación para los gases reactantes, ni hay que disponer de complejos sistemas para la gestión del agua porque la misma se produce en fase vapor. Finalmente, debido al aumento del gradiente de temperaturas entre el interior de la pila y el ambiente, el calor se evacua más fácilmente, simplificado también el sistema de refrigeración. Una posible desventaja de las pilas de combustible con respecto a las baterías es la emisión de vapor de agua, el cual podría dejar una traza detectable en el infrarrojo lo que puede ser un inconveniente según la misión del UAV.

3.1. Dimensionado de la pila PEM. Consideraciones electroquímicas

Para dimensionar correctamente la pila de combustible de tipo PEM debe conocerse el rango de valores de potencia que consumirá el UAV. Además hay que tener en cuenta las características de la MEA comercial que se va a emplear. En esta pila, se usarán MEAs *Celtec®-P 1100* de la compañía BASF Fuel Cell con un área activa rectangular de 81,28 cm². En la Fig. 2 se muestra tanto la potencia instantánea que debe entregar la pila en cada uno de los escenarios del vuelo, así como una curva de polarización para esta MEA que se obtuvo experimentalmente empleando el banco de ensayos de pilas PEM del LIFTEC.

Según la empresa fabricante, para prolongar la vida útil de la MEA se debe trabajar en régimen estacionario con una densidad de corriente no mayor de 0,4 A/cm². Considerando una densidad de corriente de 0,293 A/cm², que representa una corriente de 23,82 A, según la curva de polarización se podrá generar un voltaje de 0,53 V/celda. Así, considerando el mayor valor de potencia mínima, que tiene lugar en el vuelo de ascenso (504 W),

	Vuelo de ascenso (RoC constante)	Vuelo crucero ($t_{\text{vuelo}} = 5 \text{ min.}$)	Vuelo de descenso ($v_{UAV} = v_{lim.} - \Delta v$)
Ecuación eje x	$T - W \cdot \text{sen}(\beta) - D = m \cdot a_x$	$T = D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_D$	$T - D = m \cdot a_x$
Ecuación eje z	$L - W \cdot \text{cos}(\beta) = 0$	$L = W$	$W - L = m \cdot a_z$
Ecuación aceleración eje x	$a_x = \frac{\text{cos}(\beta)}{\text{sen}^2(\beta)} \frac{\text{sen}(\beta) \text{cos}(\beta) c RoC^2}{2 \text{cos}(\beta)} \frac{A}{h}$	-	$a_x = \frac{\Delta v_{UAV}}{\Delta t}$
Ecuación aceleración eje z	-	-	$a_z = g - \frac{1}{2m} \rho \left(\sqrt{\frac{2W}{\rho C_{L,max.} S}} - \Delta v \right)^2 S C_L$
Techo de vuelo	$h = A - B \left[\frac{2}{C_L v_{max.}} \left(\frac{W}{S} \right) \right]^{1/c}$	-	-
Ecuación potencia eje	$P = v_{lim.} \left\{ m \left[g \left(\frac{C_D}{C_L} + \beta \right) + \frac{c RoC^2 \text{cos}(\beta)}{\beta^2 (A h) \text{sen}(\beta)} \frac{\beta}{2 \beta^2} \right] \right\}$	$P = \sqrt{\frac{2W^3}{\rho C_L S}} \frac{C_{D0}}{C_L} + \frac{C_L S}{\pi e b^2}$	$P = m v_{UAV} \left(\frac{\Delta v_{UAV}}{\Delta t} \right) + \frac{1}{2} \rho v_{UAV}^3 S \left(C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e b^2} \right)$
Potencia máxima al eje motor	357,84 W	166,4 W	25,3 W
Potencia máxima de pila PEM	504 W	234,37 W	35,64 W
Tiempo de vuelo	59 minutos	5 minutos	46 minutos
Distancia horizontal	95,38 km	6,48 km	32,97 km

Tabla 1. Resumen de las ecuaciones y principales resultados obtenidos del cálculo aerodinámico

el voltaje total que debe entregar la pila es:

$$V_T = \frac{P}{I} = \frac{504 \text{ W}}{23,82 \text{ V}} = 21,2 \text{ V} \quad (5)$$

y como el voltaje total de la pila es el voltaje de cada celda por el número de unidades individuales, se tiene,

$$n_{\text{celdas}} = \frac{V_T}{V_{\text{celda}}} = \frac{21,2 \text{ V}}{0,53 \text{ V}} = 40 \quad (6)$$

Aunque la potencia nominal de la pila escogida durante el diseño es de 504 W, la cual corresponde con la máxima demandada durante la fase de ascenso, este dispositivo será capaz de dar potencias pico de hasta 700 W.

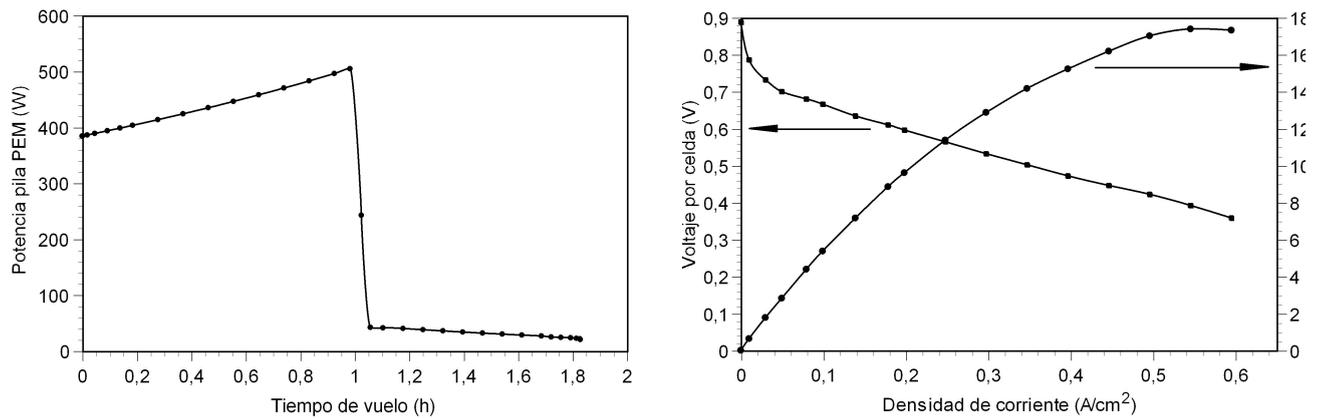


Figura 2. Potencia instantánea demandada a la pila PEM y curva de polarización de la MEA de alta temperatura

3.1.1. Diseño de las placas monopolares

Una vez determinado el número de celdas, es necesario diseñar las placas que separan cada celda. Para garantizar una distribución homogénea de los gases reactantes a cada una de las celdas individuales, así como sobre las capas catalíticas de cada electrodo, se emplean las ecuaciones de la mecánica de fluidos minimizando las pérdidas de carga que ocurren en los colectores generales de flujo y en la propia geometría de canales en cada placa. En esta pila, los gases circulan a contracorriente, y las geometrías de flujo son iguales en la cara ánodo y en la cara cátodo, siendo diferentes sólo en la profundidad de los canales.

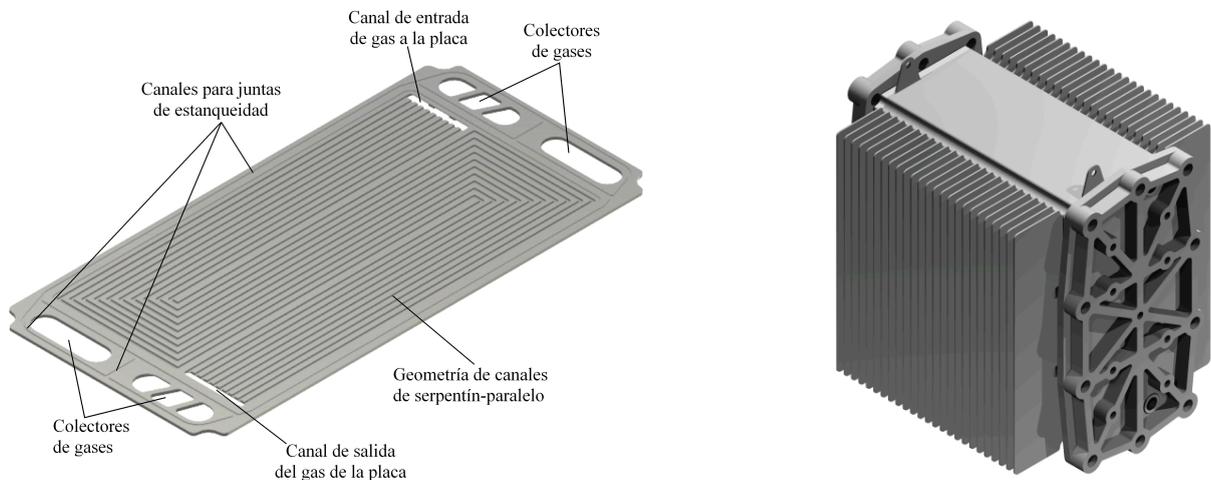


Figura 3. Esquema de una placa con la geometría de flujo (I) y dibujo del montaje final de la pila (D)

El serpentín-paralelo está formado por 10 canales de 392,4 mm de longitud, divididos en 3 bloques, como se *DESEi+d, 2013*

muestra en el esquema de la izquierda de la Fig. 3. El ancho de los canales es de 1 mm y están separados por nervios de 1,3 mm. La profundidad es de 0,5 mm para los canales por los que circula el hidrógeno, y de 1,3 mm para los de oxígeno. Los nervios que separan los 3 bloques de canales tienen un ancho de 1,95 mm. Con esta configuración de geometría de flujo el 48,28% del área activa está en contacto directo con los gases, mientras que el 51,72% hace contacto con los nervios. Las dimensiones de las placas monopolares son de 168x81 mm, con un espesor de 1 mm para la placa ánodo y 2 mm para la placa cátodo. Un dibujo isométrico que recrea el montaje de esta pila se muestra en la imagen de la derecha de la Fig. 3, en la cual las placas monopolares anódicas son aleteadas (ver apartado 3.2).

Con el objeto de hacer la pila lo más ligera posible, todas las placas monopolares se mecanizarán en magnesio forjado AZ61A-F, que es un metal aún más ligero que el aluminio ($\rho_{Mg} = 1,813 \text{ kg/cm}^3$) y se recubrirán con una capa de nitruro de cromo de 2 μm de espesor mediante deposición física de vapores (PVD) para evitar la corrosión. Asimismo, las placas terminales se fabricarán en TECASINT, un material plástico resistente a las altas temperaturas cuya densidad es 1,35 kg/cm^3 .

3.2. Sistema de gestión del calor

El tipo de refrigeración y el método que se emplee para manejar el calor generado depende de varios factores como son la propia arquitectura de la pila, el régimen de trabajo y el flujo de calor a extraer. En este caso, el calor que se genera con la pila funcionando a la potencia nominal es de 690 W, y la temperatura óptima de funcionamiento debe estar entre 150÷160°C. Teniendo en cuenta todos los requisitos que tiene que cumplir el sistema (bajo peso y las condiciones atmosféricas a la altura de funcionamiento) se ha decidido una refrigeración pasiva, disipando el calor por convección a través de aletas. El cálculo térmico, considerando aletas finitas de sección constante, indica que son necesarias 20 placas aleteadas con una longitud total de las mismas de 78 mm. Para minimizar el peso, las aletas se colocarán en las placas anódicas ya que son las que menor espesor tienen y, por tanto, las que menos peso final introducen en el sistema. Con el sistema de placas aleteadas, el peso total del stack es de 3,814 kg, obteniendo una potencia específica nominal de 132,37 W/kg (máxima de 183,53 W/kg), y una densidad de potencia máxima de 0,204 W/cm³.

3.3. Algunas consideraciones adicionales del sistema de potencia para el UAV

Las difíciles condiciones que impone un vuelo de larga duración y gran altura hacen necesario embarcar no sólo el hidrógeno sino también un depósito de oxígeno comprimido. Para estimar el sistema de almacenamiento de gases reactantes es necesario establecer los consumos de hidrógeno y oxígeno para cada uno de los escenarios de vuelo discutidos anteriormente. Un resumen se muestra en la Tabla 2.

Parámetros	Vuelo de ascenso (RoC constante)	Vuelo crucero ($t_{\text{Vuelo}} = 5 \text{ min.}$)	Vuelo de descenso ($v_{\text{UAV}} = v_{\text{sust.}} - \Delta v$)
Consumo H ₂ (NI):	329,25	16,13	19,37
Consumo O ₂ (NI):	307,16	11,27	14,52
Eficiencia de la pila (%):	46,73	40,47	42,8

Tabla 2. Resumen de los consumos de gases reactantes para los tres escenarios de vuelo

Los cálculos indican que se consumirán 364,75 NI de hidrógeno, lo que reporta un incremento de peso en 29,65 g, mientras que de oxígeno se consumirán 332,95 NI, es decir, se aumenta el peso en 390,67 g. De esta forma, el sistema de almacenamiento de gases estará formado por sendas botellas tipo 9490 (*The Gayston Corp.*) capaces de almacenar 370 litros de gas a 230 bar, con un peso de sólo 1,23 kg cada una al estar fabricadas de

materiales compuestos. El peso total del sistema de almacenamiento de gases será de 2,88 kg.

Para minimizar el consumo de energía del UAV se desarrollará un sistema electrónico de control multivariable. Es importante indicar que el convertidor DC-DC siempre trabajará en el modo de elevación de voltaje desde el que reciba de la pila (que variará desde los 28 V durante el descenso a los 21,2 V en el ascenso) hasta los 30 V que requiere el motor eléctrico que accionará la hélice.

4. Conclusiones

Durante la fase inicial de este proyecto, se ha diseñado la pila de combustible que generará la energía necesaria para mover el motor eléctrico de un UAV. La potencia se ha calculado basándose en criterios aerodinámicos, teniendo en cuenta las condiciones para un vuelo de larga duración y alta altitud (HALE). La pila de combustible de tipo PEM de alta temperatura diseñada es capaz de dar una potencia máxima de 700 W. El diseño óptimo de todos sus elementos y sistemas, especialmente las placas monopolares, ha permitido que el peso del stack sea de 3,814 kg, lo que da una potencia específica 183,53 W/kg.

En una segunda fase, se desarrollará un sistema de control electrónico que permita optimizar la gestión energética del vehículo minimizando el consumo de energía, para reducir al máximo el consumo de combustible y aumentar la autonomía y versatilidad del UAV. El peso máximo estimado de todos los dispositivos y elementos que conforman la planta de potencia del avión (pila de combustible + sistema de almacenamiento de gases + sistema de control electrónico + motor eléctrico + hélice) es de 7,78 kg. Una vez concluido el proyecto, se contará con un sistema de potencia novedoso y que no existe en el mercado, el cual cumplirá con los estrictos requisitos que imponen los UAVs de mínimo peso, bajo ruido, bajas emisiones térmicas y una gran autonomía de vuelo.

Agradecimientos

Los autores desean agradecer la financiación brindada por la Secretaría de Estado de Investigación del Ministerio de Economía y Competitividad a través del proyecto ENE2012-38642-C02-01.

Referencias

1. Bento, M.F., *Unmanned Aerial Vehicles: An Overview*, Inside GNSS, New York, USA, **2008**, pp. 54-61
2. Proyecto I+D+I, *Diseño y fabricación de una pila PEM ultraligera de mediana potencia para unidad de energía de un UAV*, ref.: ENE2012-38642-C02-01, Plan Nacional 2012
3. Spyridon, G. K., Ekaterinaris, J.A., Design, Performance evaluation and optimization of a UAV; *Aerospace Science and Technology*, **2013**, 29, pp. 339-350
4. Bradley, T. H., *Modeling, Design and Energy Management of Fuel Cell Systems for Aircraft*, Ph.D. Thesis, Georgia Institute of Technology, Georgia, USA, **2008**
5. Zhang, J., et al., High temperature PEM fuel cells, *Journal of Power sources*, **2006**, 160, 872-891