

SISTEMA FOTOVOLTAICO PARA EXTENDER EL TIEMPO DE OPERACIÓN DE UNA AERONAVE NO TRIPULADA

PHOTOVOLTAIC SYSTEM TO EXTEND THE OPERATION TIME OF AN UNMANNED AIRCRAFT

Israel De Santiago Talavera

Universidad Autónoma de Ciudad Juárez
al134235@alumnos.uacj.mx

Abimael Jiménez Pérez

Universidad Autónoma de Ciudad Juárez
al134235@alumnos.uacj.mx

Geovani E. García

Universidad Autónoma de Ciudad Juárez
al134235@alumnos.uacj.mx

Ángel Saucedá Carvajal

Universidad Autónoma de Ciudad Juárez
al134235@alumnos.uacj.mx

Resumen

En este trabajo se realiza un estudio de factibilidad para integrar un sistema fotovoltaico a una aeronave no tripulada con la finalidad de extender el tiempo de operación. El sistema se diseñó con un arreglo en serie de celdas fotovoltaicas flexibles, el cual incluye un convertidor DC-DC para adaptar el voltaje de salida al voltaje de operación de la aeronave. La energía eléctrica generada por el sistema fotovoltaico operó satisfactoriamente en conjunto con la batería de la aeronave; suministrando la potencia necesaria para mantener un vuelo nivelado. Se desarrolló un sistema de medición basado en Arduino y sensores de voltaje y corriente para monitorear el consumo de potencia de la aeronave, la potencia generada por el sistema fotovoltaico y el tiempo máximo de operación de la aeronave.

Palabras Claves: Arduino, celdas fotovoltaicas, sistema híbrido, vehículo aéreo no tripulado.

Abstract

In this work, is carried out a study to integrate a photovoltaic system into an unmanned aircraft in order to extend the flight time. The system was designed with a series arrangement of flexible photovoltaic cells, which includes a DC-DC converter to adapt the output voltage to the operating voltage of the aircraft. The electrical energy generated by the photovoltaic system operated satisfactorily in conjunction with the aircraft's battery; providing the necessary power that keeps the aircraft in level flight. A measurement system based on Arduino and sensors of voltage and current was developed to monitor the power consumption of the aircraft, the power generated by the photovoltaic system and the maximum operating time of the aircraft.

Keywords: *Arduino, hybrid system, photovoltaics cells, unmanned aircraft vehicle.*

1. Introducción

Un vehículo aéreo no tripulado o UAV (del inglés: Unmanned Aircraft Vehicle) es una aeronave la cual es operada a distancia sin la necesidad de llevar un piloto a bordo [García, 2013]. En el transcurso de las últimas décadas ha ido en aumento el uso de este tipo de aeronaves, principalmente en misiones de reconocimiento y mapeo de terrenos, las cuales demandan un tiempo de operación alto. Una forma de ampliar este tiempo es incrementando la capacidad de las baterías o mejorando la eficiencia aerodinámica de la aeronave. La desventaja de utilizar baterías adicionales se encuentra en la contaminación que generan sus residuos. De igual manera, se incrementa el peso, reduciendo la carga útil de la aeronave.

Con la implementación de un sistema fotovoltaico en una aeronave no tripulada se puede obtener una aeronave híbrida, donde el beneficio principal es el incremento de tiempo de vuelo sin incrementar los residuos contaminantes. Otra de las ventajas es que aumenta su autonomía, al no depender de una toma eléctrica para su recarga, dándole la capacidad de ser utilizada en áreas remotas.

En este trabajo se integra un arreglo de celdas fotovoltaicas en el extradós del ala de una aeronave, el cual trabaja en conjunto con la batería para generar la potencia necesaria que mantiene a la aeronave en vuelo nivelado. Esto se realiza con la

finalidad de estudiar y analizar si es posible incrementar el tiempo de operación de la aeronave.

Vehículo aéreo no tripulado

Dentro de los vehículos aéreos no tripulados existen tres configuraciones distintas: de ala fija, helicóptero (rotor individual) y multi-rotor [Quan, 2017]. Lo más importante en las operaciones mencionadas anteriormente es el tiempo de duración en vuelo que la aeronave puede ofrecer. Esta es la principal razón por la que se utilizan aeronaves de ala fija (figura 1), debido a que esta configuración presenta menor consumo energético y mayor eficiencia aerodinámica en comparación con las configuraciones de helicóptero y multi-rotor.



Figura 1 Vehículo aéreo no tripulado de ala fija.

Las fuentes de energía que utilizan las aeronaves de ala fija se dividen en tres tipos; química (batería), combustible y celda de combustible. Dependiendo del tipo de fuente de energía, se deriva la planta motriz con la que cuenta la aeronave, pudiendo ser eléctrica o de combustión interna. En este trabajo se utiliza la batería como fuente de energía primaria y el sistema fotovoltaico como fuente secundaria. El sistema electrónico de la aeronave no tripulada está conformado por un sistema de propulsión y un sistema de control. El motor y el controlador de velocidad forman parte del sistema de propulsión; mientras que, los servomotores y el receptor forman parte del sistema de control.

Sistema fotovoltaico

Una celda fotovoltaica (CFV) recibe la luz solar y la convierte directamente en electricidad. La primera celda con una Eficiencia de Conversión de Energía (ECE) del 6 % se fabricó en la década de los 50 en los laboratorios Bell [Perlin, 2002]. La industria de CFV ha estado creciendo desde la década de los 80.

El componente clave de un sistema fotovoltaico es la CFV, la cual se basa en un dispositivo semiconductor capaz de convertir la energía solar en energía eléctrica. En el efecto fotovoltaico se establece que un par electrón-hueco es generado en el material semiconductor cuando éste absorbe un fotón de la luz incidente con una energía igual o mayor a la energía de brecha (E_g -Energy GAP) del material semiconductor [Khartchenko, 2013].

La primera generación de CFV eran celdas que se fabricaron con silicio monocristalino o policristalino, las cuales utilizaban una gran cantidad de material y eran demasiado caras para cualquier aplicación. Esto planteó la idea de desarrollar otro tipo de celdas, y es cuando surge la segunda generación de CFV, que también, se conoció como CFV de película delgada. La idea fue obtener un material de película muy delgada que tuviera propiedades fotoconductoras para sustituir todo el sustrato (bulk) que se utilizaba en las celdas de la primera generación. Existen varias tecnologías de película delgada tales como silicio amorfo (a-Si:H), seleniuro de galio indio cobre (CIGS) y otras. Sin embargo, muchas de estas tecnologías presentan algún tipo de inestabilidad. Entonces surge la tercera generación, tecnología aún está en investigación. Ésta además de ser de bajo costo y de película delgada; también utiliza los materiales más baratos, las películas más delgadas y las temperaturas más bajas.

En este trabajo se utilizaron CFV de silicio monocristalino de película delgada, correspondientes a la segunda generación. El parámetro más importante de una CFV es la eficiencia de conversión de energía (ECE) definida por la ecuación 1 como la razón de la máxima potencia eléctrica de salida (P_{max}) y la potencia luminosa incidente (P_{in}).

$$ECE = \frac{P_{max}}{P_{in}} \quad (1)$$

Para calcular la *ECE* de una CFV es necesario determinar el voltaje del circuito abierto (V_{oc}), la corriente de cortocircuito (I_{sc}) y el factor de llenado eléctrico (FF). Como se observa en la figura 2 el voltaje V_{oc} es el voltaje máximo disponible de una CFV y esto ocurre cuando la corriente a través de la CFV es igual a cero. I_{sc} es la corriente a través de la CFV cuando el voltaje a través de ésta es cero.

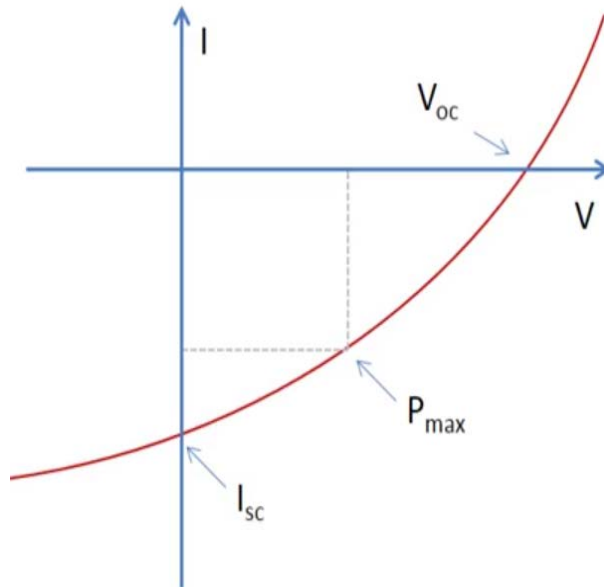


Figura 2 Características I-V de una celda fotovoltaica con los parámetros V_{oc} , I_{sc} , y P_{max} .

2. Métodos

Para evaluar el incremento del tiempo de vuelo con la integración del sistema fotovoltaico en la aeronave; primero fue necesario elegir la aeronave. Posteriormente, se determinó el consumo de potencia mínima en vuelo nivelado. Después se determinó la potencia generada por las CFV en tierra. Finalmente, se determinó el tiempo máximo de operación de la aeronave al combinar la energía proporcionada por la batería y el sistema fotovoltaico. A continuación, se definen cada una de las etapas del diseño del sistema y los experimentos.

Aeronave no tripulada

Para seleccionar la aeronave, el principal criterio fue que debía ser una aeronave de ala fija con la mayor superficie alar disponible, y que a su vez fuera una superficie

sólida para facilitar la integración del sistema fotovoltaico en la estructura. La aeronave elegida fue el modelo Volantex Phoenix Evolution 2600, la cual se muestra en la figura 1. En la tabla 1 se enlistan los componentes de la aeronave.

Tabla 1 Componentes de la aeronave no tripulada Volantex Phoenix Evolution 2600.

Componente	Modelo
Motor	Volantex 4023/850 kV
Servomotor (4)	Volantex Ranger EX (9 g)
Controlador de velocidad	Volantex EP-40
Receptor	FS-R6B
Hélice	APC 1365
Batería	Turnigy Graphene 1.0 A 3S

Sistema fotovoltaico

El sistema fotovoltaico está conformado por 16 CFV Sunpower Maxeon de segunda generación, las cuales se adaptan perfectamente a la estructura del ala debido a que éstas son flexibles. Las especificaciones de las CFV se muestran en la tabla 2.

Tabla 2 Especificaciones y parámetros de la celda Sunpower Maxeon.

Especificaciones físicas					
Semiconductor		Silicio monocristalino			
Tecnología		Película delgada (Generación II)			
Área		156.25 cm ²			
Peso		6.5 g			
Espesor		150 µm			
Parámetros eléctricos					
<i>Pmp</i> (W)	<i>η</i> (%)	<i>Vmp</i> (V)	<i>Imp</i> (A)	<i>Voc</i> (V)	<i>Isc</i> (I)
3.41	22.3	0.576	5.92	0.678	6.29

El arreglo de CFV se colocó en el extradós del ala como se observa en la figura 3. Se distribuyeron 2 arreglos de CFV de 8 celdas cada uno (por semi ala) a lo largo de la envergadura de la aeronave, cubriendo totalmente la superficie del ala. Se realizó una interconexión en serie de las celdas y se les colocó un conector tipo TX-60. Para ajustar el voltaje de salida del arreglo de las CFV al voltaje de operación de la aeronave (11.1 V), se utilizó un convertidor DC-DC Boost modelo Tusotek TS-IPS-V03.

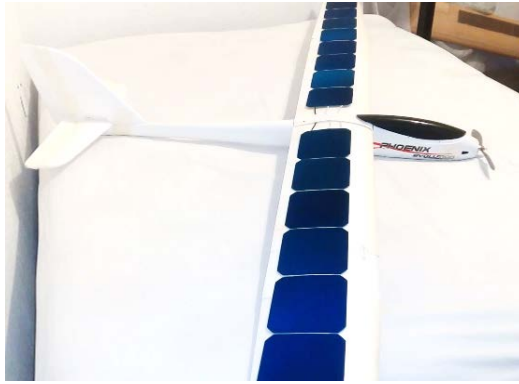


Figura 3 Arreglos de celdas fotovoltaicas en el extradós del ala de la aeronave Volantex Phoenix Evolution 2600.

Sistema de medición

Un microcontrolador Arduino Mega 2560 fue el utilizado para almacenar los datos del consumo de potencia de la batería y del sistema fotovoltaico en los diferentes experimentos (en tierra y en vuelo). Se utilizaron dos sensores de voltaje N103, dos sensores de corriente ACS712-30A y un módulo de memoria SD en donde fueron almacenadas las lecturas cada 0.76 segundos. Para mayor fiabilidad todos los componentes del sistema de medición se integraron en un módulo que fue impreso en 3D como se observa en la figura 4. En el diagrama a bloques de la figura 5 se muestra la conexión entre los componentes del sistema electrónico de la aeronave, el sistema fotovoltaico y el sistema de medición.

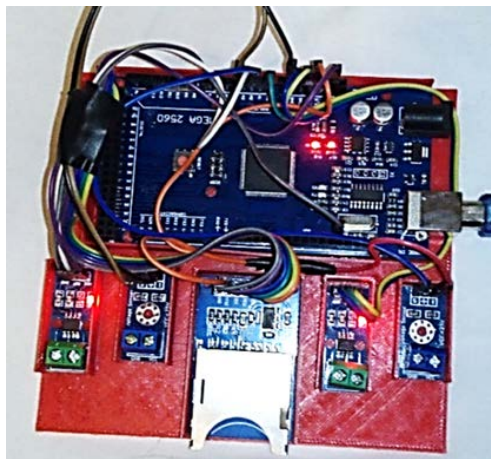


Figura 4 Sistema de medición basado en Arduino con sensores de voltaje y corriente.

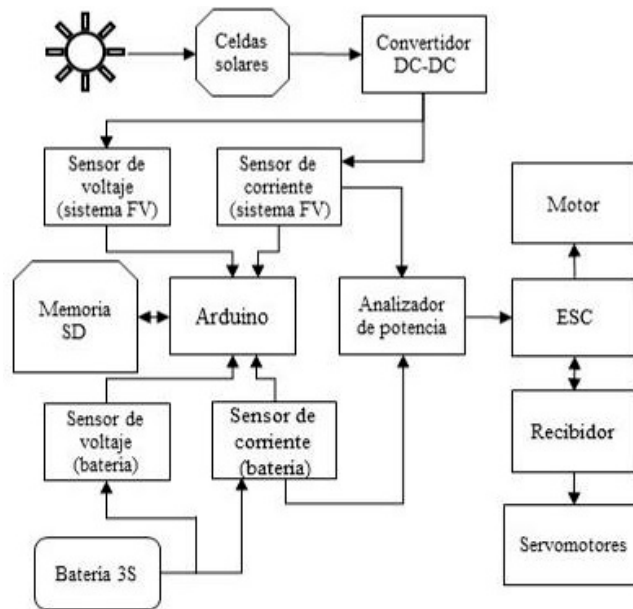


Figura 5 Diagrama a bloques de sistema electrónico de aeronave y sistema de medición.

Por otra parte, las mediciones de la radiación solar y el ángulo de incidencia, así como la temperatura en el área de prueba no fueron necesarias, esto debido a la naturaleza de operación de una aeronave, ya que esta se mantiene en constante movimiento y por consecuencia estas variables no pueden ser medidas estáticamente.

Potencia mínima en vuelo nivelado

En el experimento para determinar la potencia mínima en vuelo nivelado no se integró el sistema fotovoltaico a la aeronave para no dañar las celdas si esta sufría un accidente. Sin embargo, aunque la presencia del sistema fotovoltaico no es necesaria, si lo es su peso, debido a que mientras mayor carga lleve la aeronave mayor es su consumo de energía. Por esta razón se agregó un peso de 104 gramos que simulan el peso que el sistema fotovoltaico añade a la aeronave. Con esta condición la aeronave consume la energía como si tuviera el sistema fotovoltaico instalado. De lo contrario, las lecturas de consumo de potencia hubieran sido inferiores y erróneas.

En cuanto al sistema de medición, se incorporó el microcontrolador Arduino con un sensor de voltaje y un sensor de corriente para determinar la potencia mínima

consumida por la aeronave en vuelo. Los datos fueron almacenados en la memoria SD cada 0.76 segundos, esto debido a que se programó con un retraso entre lecturas de 0.5 segundos al cual se le suma el tiempo que tarda el microcontrolador en realizar las operaciones. En el momento del experimento, se lanzó la aeronave manualmente con la potencia máxima debido a que no cuenta con tren de aterrizaje y es imposible realizar un carreteo (figura 6). Posteriormente, se redujo la potencia hasta verificar la velocidad de pérdida, para después aumentar la potencia con un margen de seguridad que mantuviera a la aeronave estable y en vuelo nivelado. El control de la aeronave se realizó mediante el transmisor FlySky FS-4TB.



Figura 6 Ensayo de vuelo.

Potencia máxima del sistema fotovoltaico

El experimento de potencia máxima del sistema fotovoltaico fue realizado el 21 de abril del 2018 a las 12:00 horas tiempo local en Ciudad Juárez, Chihuahua. Al momento del experimento se colocó a la aeronave en una posición donde las CFV estuvieran paralelas a la superficie para simular la posición de la aeronave en vuelo nivelado (figura 7).

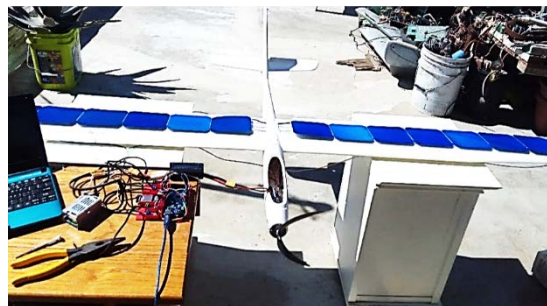


Figura 7 Ensayo de potencia máxima del sistema fotovoltaico.

De igual manera que el ensayo de vuelo, se utilizó un sensor de voltaje y un sensor de corriente para determinar la potencia máxima generada por el sistema fotovoltaico (en tierra).

Tiempo máximo con la batería

Con una batería Turnigy de grafeno con una capacidad de 1000 mAh y un voltaje de operación de 11.1 V, se realizó el ensayo a la potencia mínima determinada previamente en vuelo nivelado. El tiempo máximo se define por el intervalo donde la potencia mínima es alcanzada y mantenida hasta que el voltaje de la batería cae por debajo de 9.6 V.

Tiempo máximo de operación con el sistema híbrido

Para determinar qué tanto se logra extender el tiempo de vuelo al integrar el sistema fotovoltaico en la aeronave fue necesario realizar un ensayo de potencia en conjunto con la batería (sistema híbrido). Así, la diferencia de tiempo entre este ensayo y el realizado únicamente con la batería; nos dará el aumento en el tiempo de vuelo proporcionado por el sistema fotovoltaico.

3. Resultados

En esta sección se presentan los principales resultados de la integración de un sistema fotovoltaico en la aeronave no tripulada Volantex Phoenix Evolution 2600. Primero se presentan los resultados del consumo de potencia mínimo en vuelo nivelado y se compara con la potencia del sistema fotovoltaico en tierra. Posteriormente se presenta el análisis del rendimiento de la batería y; finalmente, se muestran los resultados del sistema híbrido (operación de la aeronave con batería y sistema fotovoltaico).

Potencia de consumo mínima en vuelo nivelado

En la figura 8 se observa el consumo de potencia de la aeronave en función del tiempo. En este experimento se determinó la potencia mínima de vuelo nivelado. Como se observa en los primeros 5 segundos, la potencia es la máxima que puede

consumir la aeronave porque es cuando se realiza el lanzamiento manual. Posteriormente, se redujo la potencia a ~150 W (5 a 11 segundos) y después a 60 W (segundo 12). Sin embargo, debido a obstáculos en el área de prueba se volvió a incrementar la potencia para maniobrar y elevar la aeronave. Finalmente, se logró estabilizar la aeronave a 60 W de potencia aproximadamente (después del segundo 22). Potencia que se determinó como la mínima necesaria para mantener un vuelo nivelado con clima estable.

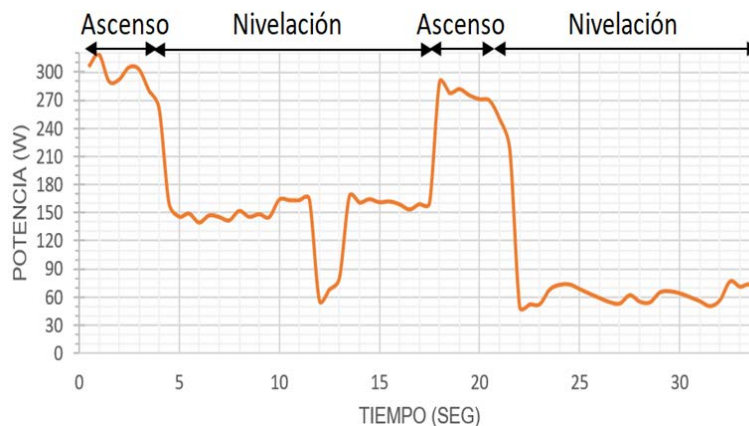


Figura 8 Potencia-tiempo de aeronave Volantex Phoenix Evolution 2600 en vuelo.

Potencia del sistema fotovoltaico

El 21 de abril de 2018 a las 12:00 horas tiempo local, se obtuvo una potencia máxima promedio de 45 W como se observa en la figura 9. En esta misma gráfica se observa que mientras mayor potencia le demande la aeronave al sistema fotovoltaico mayor es su variación en función del tiempo (10 a 60 segundos); lo cual representa un inconveniente para la aeronave. Por lo tanto, operar la aeronave en los límites que puede generar el sistema fotovoltaico es inseguro, por lo que se redujo la demanda de potencia a 40 W donde se comprobó que la potencia se muestra más estable (60 a 100 segundos).

En la figura 9 también se observa que la corriente se mantiene casi estable todo el tiempo; mientras que el voltaje presenta variaciones, inclusive a 40 W de potencia. Aun así, el voltaje del sistema fotovoltaico a esta potencia es muy bajo en comparación con la batería.

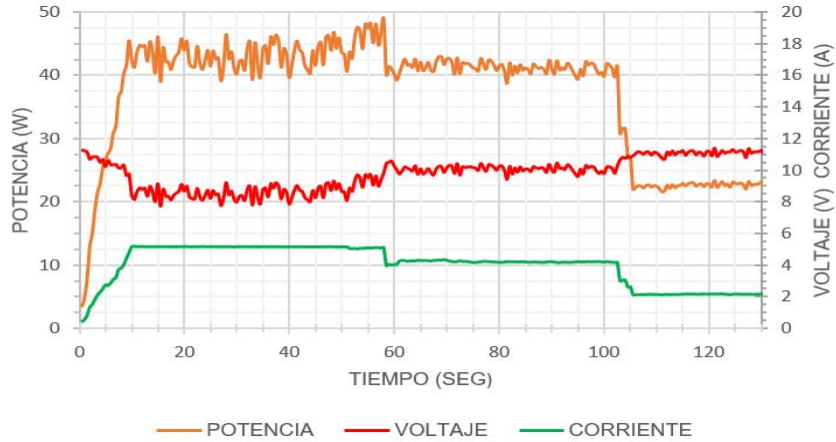


Figura 9 Curva de potencia máxima del sistema fotovoltaico.

Rendimiento de la batería

Con una batería de 11.1 V y una capacidad de 1000 mAh que opere a una potencia de 60 W aproximadamente, el tiempo que puede durar la aeronave en servicio es de 522 segundos como se observa en la figura 10. A partir de 480 segundos el voltaje empieza a decaer drásticamente para llegar a un voltaje de 9.6 V en 522 segundos.

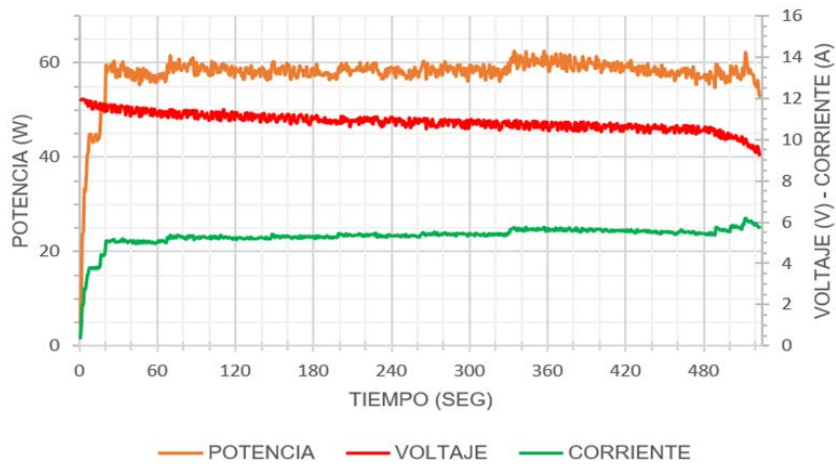


Figura 10 Tiempo máximo de operación con la batería.

Sistema híbrido

Con la implementación del sistema fotovoltaico en la aeronave se logró aumentar el tiempo de vuelo en un 36%; es decir, 188 segundos antes de que el voltaje del sistema híbrido cayera por debajo de 9.6 V. Entonces, el tiempo máximo del sistema

híbrido fue de 710 segundos como se observa en la figura 11. En la gráfica de la figura 11 también se observan los ciclos de carga y descarga de la batería mediante el sistema fotovoltaico. Primero se descarga la batería hasta 9.6 V y posteriormente se reduce la potencia a 0 W para comprobar que el sistema fotovoltaico puede cargar la batería.

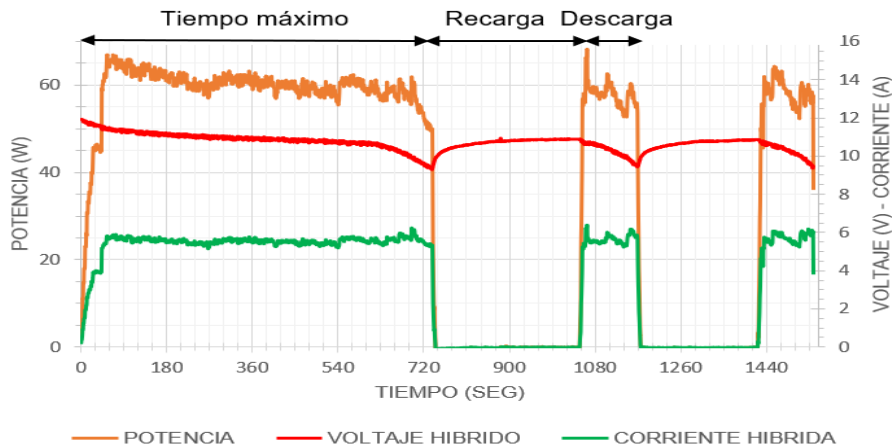


Figura 11 Curva de potencia del sistema híbrido.

Debido a que al inicio el potencial de la batería es de 12 V el sistema fotovoltaico no tiene participación en la generación de energía para la aeronave como se observa en la figura 12.

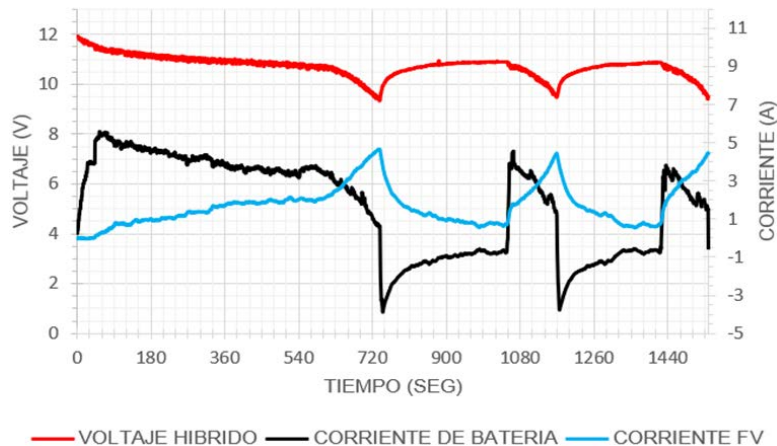


Figura 12 Curvas de corriente del sistema híbrido.

Conforme el voltaje de la batería se reduce debido al consumo de energía de la aeronave, el flujo de corriente del sistema fotovoltaico se incrementa hasta llegar un punto donde la corriente es superior a la de la batería y, debido a que el sistema fotovoltaico no puede suministrar los 60 W demandados por la aeronave; la potencia se pierde y la aeronave ya no puede seguir en vuelo nivelado. En la figura 12 también se observa que cuando se reduce la potencia a 0 W, la corriente del sistema fotovoltaico alimenta a la batería totalmente, logrando recargarla, pero en un tiempo mayor a su tiempo de descarga.

4. Discusión

Los valores experimentales de la potencia generada por el sistema fotovoltaico difieren de los valores teóricos proporcionados por el fabricante. En condiciones estándar el fabricante ofrece 54.4 W de potencia, pero solo se obtuvieron 40 W con oscilaciones de voltaje. Esto es entendible debido a que no hubo forma de replicar las mismas condiciones en las que se evalúan las CFV en los laboratorios por falta de equipo especializado.

Es importante señalar que el sistema fotovoltaico logra aumentar el tiempo de operación de la aeronave, pero la ganancia de tiempo no es considerable para alguna aplicación real. De igual manera, el tiempo de descarga de la batería es inferior al tiempo de carga, lo que refleja que el sistema fotovoltaico no genera la suficiente energía para la aeronave.

Si se redujera el consumo de potencia de la aeronave o si se aumentara la potencia del sistema fotovoltaico, el incremento de tiempo de vuelo sería mayor.

5. Conclusiones

La implementación de un sistema de CFV en el extradós del ala de la aeronave Volantex Phoenix Evolution 2600 fue factible. La implementación de un sistema fotovoltaico en una aeronave para extender el tiempo de operación es viable si, y solo si, la potencia generada por el sistema fotovoltaico es superior a la potencia consumida por la aeronave durante todo el plan de vuelo. La potencia generada por el sistema fotovoltaico siempre estará limitada por el área disponible en la aeronave.

Por lo tanto, existe un compromiso entre el área disponible de la aeronave y el proporcional incremento del consumo de potencia de la aeronave, al incrementarse el tamaño de las alas. Es preferible que el sistema fotovoltaico tenga la capacidad de generar el voltaje de operación de la aeronave para evitar el uso de convertidores DC-DC. El voltaje generado por el sistema fotovoltaico también debe ser superior al de la batería para que éste tenga participación en la generación de la energía que demanda la aeronave; de lo contrario, solo tendrá contribución cuando el voltaje de la batería se reduzca.

6. Bibliografía y Referencias

- [1] Breeze, P. (2014). *Power generation technologies*. Newnes.
- [2] D'Sa, R., Jenson, D., Henderson, T., Kilian, J., Schulz, B., Calvert, M., Heller, T., & 2016 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). (octubre 01, 2016). SUAV:Q - An improved design for a transformable solar-powered UAV. 1609-1615.
- [3] García, C. L. R., Dzul, L. A. E., Lozano, R., & Pégard, C. (2013). *Quad Rotorcraft Control: Vision-Based Hovering and Navigation*. London: Springer.
- [4] Gudmundsson, S. (2014). *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*. Oxford, UK: Butterworth-Heinemann.
- [5] Hughes, A., & Drury, B. (2013). *Electric motors and drives: Fundamentals, types and applications*. Amsterdam: Elsevier.
- [6] Keane, J. (2014). *Pico-solar electric systems: The Earthscan expert guide to the technology and emerging market*. Oxfordshire, England: Routledge.
- [7] Khartchenko, N. V., & Kharchenko, V. M. (2013). *Advanced energy systems*. CRC Press.
- [8] Kundu, A. K. (2014). *Aircraft design*. Cambridge: Cambridge University Press.
- [9] Luque, A., & Hegedus, S. (2011). *Handbook of photovoltaic science and engineering* Chichester, West Sussex, U.K: Wiley.
- [10] Morton, S., D'Sa, R., Papanikolopoulos, N., & 2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). (septiembre 01, 2015). Solar powered UAV: Design and experiments. 2460-2466.

- [11] Mateus, M., Camilo, B., Pulecio Gómez, A. F., & Ruíz Arenas, S. (2017). Diseño y construcción de un vehículo aéreo no tripulado tipo planeador de ala recta, con paneles solares (Bachelor's thesis, Universidad Militar Nueva Granada).
- [12] Park, H. B., Lee, J. S., Yu, K. H., & 2015 54th Annual Conference of the Society of Instrument and Control Engineers of Japan (SICE). (julio 01, 2015). Experiment and evaluation of solar powered UAV by virtual flight system. 1052-1057.
- [13] Perlin, J. (2002). From space to earth: The story of solar electricity. Cambridge, Mass: Harvard University Press.
- [14] Quan, Q. (2017). Introduction to multicopter design and control. Singapore: Springer.
- [15] Rajendran, P., & Smith, H. (enero 01, 2014). The Development of a Small Solar Powered Electric Unmanned Aerial Vehicle Systems. Applied Mechanics and Materials, 345-351.
- [16] Sai, L., Wei, Z., & Xueren, W. (marzo 01, 2017). The Development Status and Key Technologies of Solar Powered Unmanned Air Vehicle. Iop Conference Series: Materials Science and Engineering, 187, 12011.
- [17] Scarpino, M. (2015). Motors for Makers: A Guide to Steppers, Servos, and Other Electrical Machines. Que Publishing.
- [18] Stapleton, G., & Neill, S. (2012). Grid-connected solar electric systems: the earthscan expert handbook for planning, design and installation. Routledge.
- [19] White, S. (2015). Solar photovoltaic basics: A study guide for the NABCEP entry level exam. Oxfordshire, England: Routledge.