

## ESTADO Y VIABILIDAD TÉCNICA DE LA APLICACIÓN DE LA ENERGÍA FOTVOLTAICA EN AERONAVES COMERCIALES

Gabriel Ramírez Díaz<sup>1, 2\*</sup> y Vicente Nadal Mora<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Becario de la Comisión de Investigaciones Científicas de la Prov. De Buenos Aires.

<sup>2</sup>Grupo de Ingeniería Aplicada a la Industria, Departamento de Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, Argentina  
gta@ing.unlp.edu.ar.

**Palabras clave:** Celdas, Fotovoltaicas, Aeronaves, Comerciales, Sistema Eléctrico.

### RESUMEN

El presente estudio buscó dar un primer paso en el análisis de la viabilidad de aplicar la tecnología fotovoltaica en aeronaves comerciales, estudiando en qué medida puede ser empleada para suministrar la energía requerida por el sistema eléctrico de la aeronave, y si su aplicación permite obtener un ahorro en el consumo de combustible.

Para ello se seleccionaron dos aeronaves de referencia: el A340-300 y el Cessna Conquest 441, sobre las cuales se evaluaron distintas configuraciones del sistema fotovoltaico. El análisis asumió un sistema basado en la tecnología fotovoltaica disponible en el mercado y un promedio de radiación solar incidente sobre la aeronave.

Se desarrolló un modelo de cálculo del consumo de combustible, que contempló: el aumento del peso vacío de la aeronave por la instalación del sistema fotovoltaico, la demanda de energía eléctrica abastecida, entre otros. Dicha metodología se aplicó a distintos escenarios de vuelo, con el objetivo de determinar el posible ahorro de combustible y su variación al apartarse del punto de diseño.

La aplicación de la metodología, en las condiciones y escenarios propuestos, evidenció la posibilidad de obtener un ahorro de combustible con la implementación del sistema fotovoltaico.

**Keywords:** Cell, Photovoltaic, Aircraft, Commercial, System, Electrical.

### ABSTRACT

This study aimed to take a first step in analyzing the feasibility of implementing PV technology on commercial aircraft, to consider how far can be used to supply the energy required by the electrical system of the aircraft, and if its application allows a savings in fuel consumption.

To do this we selected two reference aircrafts: A340-300 and Cessna Conquest 441, on which we evaluated different PV system configurations. The analysis assumed a system based on photovoltaic technology available in the market and an average solar radiation incident on the aircraft.

A model for calculating the fuel consumption was developed. It contemplates: increasing empty weight of the aircraft by the installation of the photovoltaic system, the demand electrical supplied, among others. This method was applied to flight on different scenarios, in order to determine the possible fuel savings.

The application of the methodology, into the conditions and scenarios proposed, showed the possibility of get fuel savings with implementing of the photovoltaic system.

---

\* Gabriel Ramírez Díaz: [gabrielramirez1987@gmail.com](mailto:gabrielramirez1987@gmail.com) Departamento de Aeronáutica, Facultad de Ingeniería UNLP, Calles 1 y 47, 1900 La Plata, Argentina. Tel/fax: 0054 221 4236679

**NOMENCLATURA**

$AWP$  = Peso promedio por pasajero [kg/pax] = 160 kg/pax (IATA)  
 $DD_B$  = Profundidad de descarga de la batería [%] = 85%  
 $DF_B$  = Factor de descarga de la batería [%] = 85 %  
 $EP_{HO}$  = Potencia eléctrica requerida por hora de operación [W]  
 $EPT_{PVS}$  = Potencia eléctrica transformada por el sistema fotovoltaico  
 $FC$  = Consumo de combustible en la etapa de vuelo [kg fuel]  
 $FC_{ELEC}$  = Consumo de combustible para suministrar la potencia eléctrica al sistema eléctrico [kg fuel]  
 $FC_{ESP}$  = Consumo específico de combustible [kg fuel/kg thrust-h]  
 $FCAL$  = Consumo de combustible en aproximación y aterrizaje [kg fuel]  
 $FCC$  = Consumo de combustible en la etapa de ascenso [kg fuel]  
 $FCT$  = Consumo de combustible en la etapa de despegue [kg fuel]  
 $FCTWY$  = Consumo de combustible en la etapa de taxi [kg fuel]  
 $FOB$  = Combustible a bordo [kg fuel]  
 $H$  = Duración de la etapa de crucero [h]  
 $H_{ALB}$  = Horas de radiación disponible para la carga de la batería [h]  
 $H_{BO}$  = Horas de operación con batería [h]  
 $H_{SSB}$  = Número de horas que se desea abastecer el sistema desde la batería [h]  
 $LEC_{CF}$  = Cargas eléctricas continuas en vuelo crucero, en condiciones diurnas sin sistema antihielo  
 $LEC_{NL}$  = Cargas eléctricas continuas de iluminación nocturna  
 $LEI_{CF}$  = Cargas eléctricas intermitentes en

condición de vuelo crucero  
 $N_{ST}$  = Numero de arranques por día [unidad]  
 $\eta_C$  = Eficiencia de celda [%] = 45%  
 $n_{DB}$  = Eficiencia de descarga de la bacteria [%] = 99.9%  
 $n_{LB}$  = Eficiencia de carga de la bacteria [%] = 99.9%  
 $PAX$  = Capacidad de pasajeros [pax]  
 $PSH$  = Horas solares pico [h]  
 $R_{TW}$  = Relación empuje / peso =  $T_{Max} / MTOW$  [kg thrust /kg]  
 $SF_I$  = Superficie irradiada [m<sup>2</sup>]  
 $SLF$  = Factor de pérdida del sistema [unidad] = 1.2  
 $SP_I$  = Potencia solar incidente [kWh]  
 $T_{Max}$  = Empuje máximo de la planta de poder [kg thrush]  
 $t_{TF}$  = Tiempo total de vuelo [h]  
 $TDEPDC$  = Demanda de potencia eléctrica total en la configuración de diseño  
 $W_{PVS}$  = Peso del sistema fotovoltaico [kg]  
 $WT$  = Peso total de la aeronave [kg]  
 $\Delta t$  = Duración de la etapa de vuelo [h]  
 $\Delta t_i$  = Ultima fracción de tiempo [h] =  $t_i - t_{i-1}$   
 $\rho_B$  = Densidad de energía de la batería [Wh/kg]  
 $\rho_C$  = Densidad del módulo fotovoltaico = 1.76 kg /m<sup>2</sup>  
 $\%P$  = Porcentaje de potencia del motor en condiciones de crucero [%]  
 $\%P_{pvs}$  = Porcentaje de potencia eléctrica suministrada por el sistema fotovoltaico [%]

**Subíndices**

$o$  = Para referir a las características de la aeronave sin sistema fotovoltaico.  
 $pv$  = Para referir a las características de la aeronave con sistema fotovoltaico.

**INTRODUCCIÓN**

La importancia de obtener un ahorro de combustible se encuentra potenciada fundamentalmente por tres aspectos. El primero de ellos es la tendencia actual en casi la totalidad de los ámbitos por generar desarrollos sustentables, hecho ante el cual la industria aeronáutica no es ajena. El segundo hecho radica en la responsabilidad de la industria aeronáutica por reducir el efecto contaminante; El IPCC ha estimado que la aviación es responsable del 3,5% del cambio climático antropogénico, y, según las tendencias de crecimiento de la industria aeronáutica, dicho impacto podría llegar a ser de entre un 5 a 15 % para el año 2050. En tercer lugar y no menos importante se encuentra el factor económico; según IATA el impacto del costo combustible sobre los costos operativos pasó de representar un 13% en el

## Ramírez y Nadal - Estado y Viabilidad Técnica de la Aplicación de la Energía Fotovoltaica en Aeronaves Comerciales

2003 a un 33% en el 2012. Es por ello que cada vez será mayor el impacto y la importancia de cada kg de combustible que se pueda ahorrar.

La industria aeronáutica se ha caracterizado por estar siempre a la vanguardia de los avances tecnológicos, sin embargo, la tecnología fotovoltaica ha tenido una presencia tímida en la industria aeronáutica, provocando que los pocos estudios y desarrollos se hayan limitado a las aeronaves experimentales y prototipos no tripulados. Dichos estudios han abordado en mayor o menor rigurosidad los distintos factores que afectan a la viabilidad del sistema, pero en cualquier caso, lo más destacable es la ausencia de estudios con respecto a la viabilidad o no de aplicar esta tecnología en las aeronaves comerciales, y dadas las características de las aeronaves experimentales; los resultados obtenidos sobre ellas no resultan extrapolables a las aeronaves comerciales.

Son varios los estudios que han abordado la aplicación de la tecnología fotovoltaica en aeronaves no tripuladas, tal es el caso de [[1]-[8]]. En [1] se desarrolla una metodología para el cálculo de la radiación, la cual permite tomar en cuenta casi la totalidad de los factores involucrados, también se hace referencia al aspecto de optimizar la eficiencia de las celdas aprovechando características propias de la aplicación, como es la de refrigerar las celdas con ayuda del viento incidente. El aspecto de la refrigeración también es abordado en [2] para el caso particular del Pathfinder. Otros estudios como [[3]-[5]] han definido la metodología de diseño, los parámetros más importantes, y el procedimiento para el cálculo aerodinámico en menor o mayor rigurosidad. También en [5] puede encontrarse un listado de los diseños tripulados y no tripulados que se han desarrollado. En [6] se presenta un algoritmo que partiendo de un diseño preliminar permite ajustar el tamaño y la velocidad de crucero del UAV, con la finalidad de optimizar el consumo de energía. Otros estudios [[7]-[8]] han analizado un gran número de perfiles aerodinámicos. En el caso de [7], de 200 perfiles estudiados, se presenta una clasificación de las 4 mejores opciones. En [8] también se evaluaron y optimizaron las plantas alares y se aborda el aspecto de la forma de la aeronave, adoptando el concepto de BWB (Blend Wide Body) como una de las mejores alternativas, dada la disponibilidad de superficie para la instalación de las celdas. Además, dicho concepto parece posicionarse como una de las alternativas de la próxima generación de aeronaves comerciales. Un estudio particular es el desarrollado en [9], donde se estudiaron las características térmicas del sistema fotovoltaico.

En [[10]-[12]] se pone en evidencia la relación entre la APU, los costos ambientales y económicos de su uso, proponiendo distintas alternativas para disminuir el consumo ligado a la misma. En cuanto a las celdas fotovoltaicas, son muchos los estudios realizados en este aspecto, particularmente se destacan [[13]-[16]]. En [13] se aborda la transferencia de la tecnología fotovoltaica desarrollada para aplicaciones terrestres y la desarrollada para aplicaciones espaciales, distinguiendo los factores que afectan a cada caso, ya que los costos están asociados al volumen de mercado y a las condiciones ambientales del lugar de aplicación. [[14]-[15]] evalúan el ciclo de vida de las celdas fotovoltaicas en lo referente a los costos ambientales y de inversión, incluyendo las celdas de III generación, presentando a estas celdas como una alternativa para la reducción de los costos, con respecto a la primera y segunda generación de celdas. Sin embargo, se considera que los costos de mantenimiento en la III generación seguirán siendo mayores. En [16] se centra la atención sobre el NF<sub>3</sub> (Trifluoruro de Nitrógeno) sobre los aspectos a tener en cuenta durante la fabricación y la necesidad de actuar proactivamente ante el aumento de la producción fotovoltaica, proceso en el cual se emplea el NF<sub>3</sub>, el cual es uno de los principales gases de efecto invernadero.

## METODOLOGÍA

La metodología desarrollada consistió, en la selección de la tecnología fotovoltaica, el cálculo de la radiación disponible, la determinación de la demanda eléctrica, el diseño de la disposición de las celdas solares, el cálculo de la capacidad del sistema PV, la determinación del peso del sistema fotovoltaico y el cálculo del consumo/ahorro de combustible en los distintos escenarios operativos, para las aeronaves equipadas con el sistema fotovoltaico.

## Selección de la tecnología fotovoltaica

La primera instancia consistió en el relevamiento del estado del arte de la industria aeronáutica y la tecnología fotovoltaica. De la información relevada se destaca la potencia eléctrica con la que se encuentran equipadas las aeronaves, ya que estos valores se emplearon para seleccionar las aeronaves posteriormente analizadas. Del estado de la tecnología fotovoltaica se destaca la eficiencia de las celdas fotovoltaicas a emplear, la cual es del 43,5 % en las celdas de III generación, y la densidad de masa de los paneles fotovoltaicos, que es de 1,76 kg/m<sup>2</sup>. En cuanto a las baterías, la característica fundamental es la densidad de energía, para lo cual, la alternativa propuesta corresponde a baterías de litio ion de 400 Wh/kg.

## Cálculo de la radiación disponible

La radiación disponible presenta fuertes variaciones según las variables e hipótesis consideradas, es así que los métodos empleados en distintos estudios suelen fijar varias de estas variables llegando a obtener diferencias de hasta un 24% en la radiación estimada. Un cálculo analítico más exacto y con un mayor número de variables es el descrito en [1], este método fue el empleado en el presente estudio con la finalidad de poner en evidencia la sensibilidad del sistema en las distintas condiciones, y a partir de ellas determinar la radiación disponible según los distintos escenarios.

Es así que la metodología consideró: la forma del cuerpo irradiado, el día del año, la hora del día, la latitud, la dirección de vuelo, la altura de vuelo y el tipo de celda empleada.

Los escenarios analizados abarcaron dos días del año, los cuales coinciden con los de mayor y menor radiación en el hemisferio norte y sur del planeta. Para estos dos días, según la aeronave analizada, se evaluaron los siguientes escenarios de vuelo.

## Escenario

Con la finalidad de evaluar la radiación disponible y la viabilidad de implementar las celdas fotovoltaicas en las aeronaves comerciales, se han planteado los siguientes escenarios, según el tipo de aeronave.

Para el análisis del A340-300 se plantearon los escenarios: vuelo Ezeiza – Madrid (hora de partida 7 am hora local), vuelo Madrid – Ezeiza (hora de partida 10 am hora local), aeronave estacionada en el aeropuerto de Madrid y aeronave estacionada en el aeropuerto de Ezeiza (la finalidad de los dos últimos escenarios, fue la de poner en evidencia la energía disponible que podría almacenar la aeronave a lo largo de un día entero, para abastecer la demanda de energía requerida por un vuelo nocturno o el caso en que la aeronave operara únicamente en uno de los hemisferios.)

En el análisis del A340 se adoptaron dos rutas de vuelo para unir los aeropuertos de Ezeiza y Madrid. La primera de ellas fue una aproximación de la ruta real (con una duración de vuelo de 12 h a velocidad crucero) y la segunda fue una ruta hipotética (con una duración de vuelo de 15 h a velocidad crucero); la finalidad de esta segunda ruta, fue la de poner en evidencia la variación de la radiación solar disponible al modificar la trayectoria de vuelo.



Figura 1: Ruta real e hipotética de vuelo Ezeiza - Madrid y Madrid – Ezeiza.

Ramírez y Nadal - Estado y Viabilidad Técnica de la Aplicación de la Energía Fotovoltaica en Aeronaves Comerciales

Para el análisis del Cessna Conquest 441 se plantearon los escenarios: aeronave estacionada en el Aeropuerto de Jujuy (Norte del territorio Argentino), aeronave estacionada en el Aeropuerto de Rosario (Centro del territorio Argentino) y aeronave estacionada en el Aeropuerto de Rio Grande (Sur del territorio Argentino). Estos escenarios fueron planteados en base a que dada las características operativas y alcance del Cessna Conquest 441, no es de esperar que dicha aeronave atravesara múltiples zonas horarias, por lo cual la metodología de análisis implicó menos variables de decisión, permitiendo asumir que la radiación disponible en cualquier vuelo que esta realice en el territorio, ya sea un vuelo de máximo alcance posible con mínima carga paga (Configuración 1), máximo alcance con máxima carga paga (Configuración 2) o, 24 horas de operación, equivalente a tres vuelos de máximo alcance con mínima carga paga (Configuración 3), presentara una radiación disponible intermedia a la estimada en estas 3 latitudes.

### **Demanda eléctrica**

Para el A340-300, la demanda eléctrica se obtuvo a partir de las distintas configuraciones del sistema eléctrico, descritas en los manuales de la aeronave. Se adoptó la correspondiente a la de diseño según los criterios de la normativa FAR-25, la cual implica que durante la operación de crucero se considere la falla de uno de los generadores, en este caso la demanda eléctrica obtenida del manual, resulta un 14% superior a la de operación en condiciones habituales.

Para el Cessna Conquest 441 la demanda eléctrica se obtuvo a partir de información disponible en los manuales de la aeronave. En este se dividen las cargas eléctricas del sistema en dos grupos: cargas continuas y cargas intermitentes. Para realizar el cálculo de la demanda eléctrica se asumió que las cargas continuas deben ser abastecidas de modo constante durante todas las etapas del vuelo; en cuanto a las cargas intermitentes, se ha supuesto un mismo tiempo operativo para todas las cargas que componen esta categoría (5 minutos por cada hora de vuelo), con excepción de las cargas eléctricas de comunicación ( $LEI_{comm}$ ) para las cuales se asumieron 10 minutos por cada hora de vuelo. Bajo la anterior suposición, la demanda del sistema resulta mucho mayor a la que realmente se presenta en las condiciones operativas habituales; por lo cual, con la finalidad de estimar la demanda eléctrica que deberá abastecer el sistema fotovoltaico en condiciones operativas estándar, se asumió que el sistema fotovoltaico no alimentará las cargas del equipamiento de protección contrahielo, no abastecerá las cargas existentes en condiciones operativas anormales y que la aeronave no cuenta con equipamientos opcionales. Por último, la carga de la batería es considerada en el dimensionado del sistema fotovoltaico y no en el análisis de carga, ya que de implementarse el sistema fotovoltaico, las baterías de la aeronave no serían del mismo tipo.

### **Calculo de la demanda**

La demanda eléctrica por hora de vuelo (LET) es calculada mediante:

$$LET = \left( LEC_{CF} + LEC_{NL} + LEI_{CF} \cdot \frac{5}{60} \right)$$

La demanda anterior será abastecida durante las horas de alta radiación solar, mediante la conversión instantánea de la radiación en energía eléctrica, y durante las horas de radiación baja o nula, el abastecimiento provendrá de la batería, por lo tanto, en el caso en que se desee almacenar parcial o totalmente la energía a fin de poder operar durante dichas horas, se presentará una carga adicional, la cual está dada por la carga de la batería (la cual no es considerada en la expresión anterior), por lo tanto, la energía que se requiere almacenar y la carga de la batería ( $LE_B$ ) están dadas por:

$$E_B = \frac{H_{BO} * LET}{DD_B * \eta_{DB}}$$



Ramírez y Nadal - Estado y Viabilidad Técnica de la Aplicación de la Energía Fotovoltaica en Aeronaves Comerciales

$$LE_B = \frac{E_B}{n_{LB} \cdot H_{ALB}}$$

Las cargas eléctricas restantes corresponden a las cargas eléctricas de comunicación y la carga del arranque ( $LEI_G$ ), cuyo tiempo operativo ( $t_{ST}$ ) se supone de aproximadamente 30 s por vuelo. De este modo, la demanda total de energía para la configuración de diseño (TEDDC) está dada por:

$$TEDDC = \left( LET \cdot t_{TF} + LE_B \cdot H_{ALB} + LEI_{COMM} \cdot \frac{t_{TF}}{6} + LEI_G \cdot t_{ST} \cdot N_{ST} \right) \cdot 28V$$

### Disposición de Celdas Solares

La disposición de celdas solares se basó en distintos criterios según el tipo de aeronave.

Para el A340-300 se seleccionaron 2 alternativas, la primera de ellas consistió en la simplicidad constructiva y la segunda en un mayor aprovechamiento de la superficie disponible, con el objetivo de poder abastecer el 100 % de la demanda de energía en la condición de diseño definida por las PSH (Horas Solares Pico) y el escenario de vuelo (en este caso, vuelo Ezeiza-Madrid y Madrid-Ezeiza).



Figura 2: Disposición de celdas solares. Fig. Izquierda: Configuración 1, Fig. Derecha: Configuración 2

Para el caso del Cessna Conquest 441, se propuso que las celdas recubran la superficie necesaria que asegure el abastecimiento del 100 % de la demanda de energía, para la condición de radiación de diseño definida por el número de HSP y la condición de vuelo.

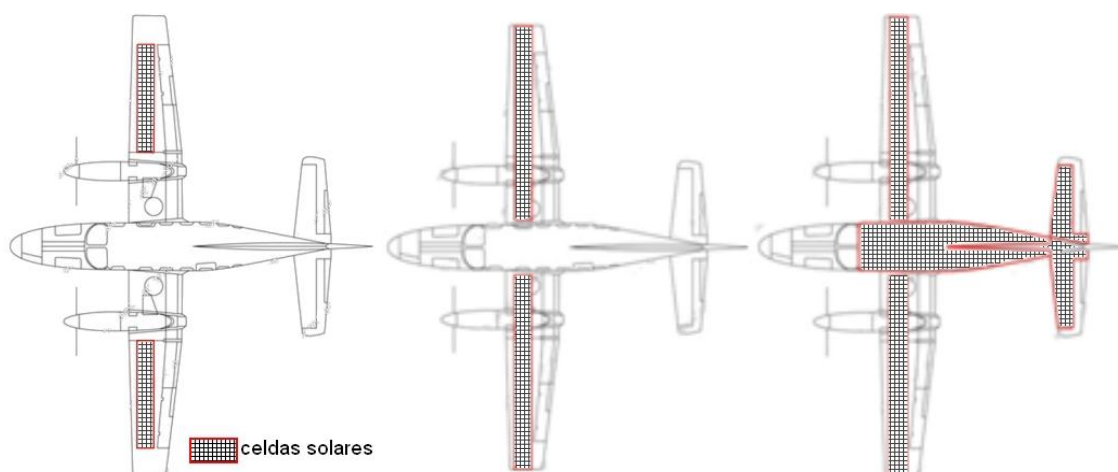


Figura 3: Disposición de celdas solares en la condición de vuelo de diseño. Fig. Izquierda: Configuración 1, Fig. Central: Configuración 2, Fig. Derecha: Configuración 3

En todos los casos, la disposición adoptada para las celdas solares excluye zonas tales como: el borde de ataque del ala, el borde de ataque del estabilizador horizontal y el morro de la aeronave, dado que dichas zonas son las que encuentran mayor exposición al impacto de diversos objetos y partículas.

Ramírez y Nadal - Estado y Viabilidad Técnica de la Aplicación de la Energía Fotovoltaica en Aeronaves Comerciales

También se excluye en esta primera aproximación el timón vertical, ya que los rayos solares inciden con mayor intensidad sobre el plano horizontal.

### Cálculo simplificado para la estimación de la capacidad del sistema fotovoltaico

A partir del mapa de radiación solar y del cálculo por el método descrito en [1] aplicado a los distintos escenarios de vuelo, se asumió un número de PSH, que pueden ser aseguradas para la gran mayoría de los escenarios de operación. Esta hipótesis se sustenta en el hecho de las PSH son acumuladas por la aeronave, ya sea durante el tiempo que la misma permanece en tierra transformando y almacenando la energía disponible, o transformadas durante el vuelo y, consumidas y/o almacenadas, según si la energía transformada supera o no a la demanda.

El cálculo inicial se efectúa mediante las siguientes fórmulas:

$$\begin{aligned} \text{Incident Solar Power} &= SP_I = PSH \times 1 \frac{\text{kWh}}{\text{m}^2} \times SF_I \\ \text{Electric Power Transformed by the Photovoltaic System} &= EPT_{PVS} = SP_I \times \frac{\eta_c}{SLF} \\ \%P_{PVS} &= \frac{EPT_{PVS}}{TEDDC} \times 100 \end{aligned}$$

### Determinación del peso del sistema fotovoltaico

El sistema fotovoltaico está conformado por 4 elementos principales: el inversor, el regulador, las baterías y los módulos solares. De los 4 elementos, los considerados en el cálculo corresponden a las baterías y los módulos solares, dado que los elementos restantes ya forman parte del sistema eléctrico de la aeronave.

El peso de los módulos solares ( $W_C$ ) está dado por:

$$\text{Cells Mass} = W_C = \rho_C \cdot SF_I$$

El peso de las baterías ( $W_B$ ) es obtenido a partir de:

$$\text{Battery Mass} = \frac{E_B [\text{Wh}]}{\rho_B \left[ \frac{\text{Wh}}{\text{kg}} \right]}$$

Donde la energía de la batería ( $E_B$ ), es la energía que se desea y/o requiere almacenar, y está dada por:

$$E_B = \frac{EP_{HO} \cdot H_{SSB}}{DF_B \cdot n_{DB}}$$

De este modo el peso de las baterías (habiéndose optado por las baterías de Litio Ion) se obtiene a partir de:

$$\text{Battery Mass} = W_B = \frac{EP_{HO} \cdot H_{SSB} \left[ \frac{\text{Wh}}{\text{kg}} \right]}{\rho_B \cdot DF_B \cdot n_{DB}} = \frac{EP_{HO} [W] \cdot H_{SSB} [h]}{400 \left[ \frac{\text{Wh}}{\text{kg}} \right] \cdot 0,85 \cdot 0,999}$$

De este modo la masa total del sistema es:

$$\text{Mass of the PV system} = W_{PVS} = W_B + W_C$$

Por lo tanto las únicas variables a determinar serán: la potencia eléctrica y el número de horas a abastecer. La primera de ellas está dada por la aeronave y la segunda por cuestiones operativas.

### Método de estimación del consumo de combustible por implementación del sistema fotovoltaico

A fin de poder estimar el ahorro de combustible se han evaluado distintos escenarios operativos, a parte de los de diseño. Cada uno de estos escenarios ha sido simulado para la condición de vuelo con y sin sistema fotovoltaico, de este modo la diferencia en el consumo de las dos simulaciones permite cuantificar el ahorro de combustible total y por fracción de tiempo.

Ramírez y Nadal - Estado y Viabilidad Técnica de la Aplicación de la Energía Fotovoltaica en Aeronaves Comerciales

## Hipótesis

La metodología asume que el consumo específico de combustible y la relación empuje/peso (Empuje máximo/MTOW) es constante a lo largo de todas las etapas de vuelo. Por último, la metodología asume que para la condición de vuelo sin sistema fotovoltaico, la potencia extraída del motor para suministrar el 100% de la energía requerida por sistema eléctrico es del 1,6 % de la potencia máxima.

## Alcance del método y nomenclatura

La metodología descrita a continuación tiene como finalidad determinar el consumo de combustible de la aeronave, tanto si está o no equipada con el sistema fotovoltaico, por lo cual se requieren dos análisis para cada misión de vuelo.

La metodología desarrollada permite variar la carga paga, ya sea como una condición en la configuración de vuelo de la aeronave sin sistema fotovoltaico, o como una penalización sobre el sistema por el hecho de contar con el sistema fotovoltaico. Una variable adicional contenida en la metodología es la posibilidad de determinar el tiempo de reserva al final del vuelo, dicho tiempo, en los cálculos fue ajustado a 40 minutos.

## Metodología para la aeronave con y sin sistema fotovoltaico

La metodología define inicialmente, a partir de los datos de entrada requeridos, el peso de la aeronave en plataforma ( $t_0=0$ ).

$$\begin{aligned} WT_{0,t_0} &= EW_0 + PAYLOAD_0 + FOB_0 \\ WT_{pv,t_0} &= EW_{pv} + PAYLOAD_{pv} + FOB_{pv} \end{aligned}$$

Donde el peso vacío (EW) de la aeronave en la configuración con sistema fotovoltaico y la carga paga disponible están dados por.

$$\begin{aligned} EW_{pv} &= EW_0 + W_{pus} \\ PAYLOAD_{pv} &= (PAX_0 - PAX_{pv}) \cdot AWP \end{aligned}$$

En los análisis particulares se ha considerado no penalizar la carga paga, por lo cual, la carga paga es idéntica en ambas configuraciones (con y sin sistema fotovoltaico):

El combustible requerido para el caso de implementarse el sistema fotovoltaico está dado por:

$$FOB_{pv} = FOB_0 - FC_{ELEC} - Z$$

Donde:

$$\begin{aligned} FC_{ELEC} &= FC_{ESP} \cdot (\%P_0 - \%P_{pv}) \cdot T_{Max} \cdot t_{TF} \\ \%P_{pv} &= 2\% \cdot \%P_0 \cdot \%P_{pvs} \end{aligned}$$

La última variable (Z) es determinada mediante un cálculo iterativo; la misma puede adoptar según la misión un valor positivo o negativo, y su objetivo es realizar un ajuste en la carga de combustible, para obtener (en ambas configuraciones) igual tiempo de reserva de combustible al final del vuelo.

A partir de los datos anteriores se calcula el peso total de la aeronave, el consumo de combustible en la última fracción de tiempo, y el combustible disponible. Para ello el siguiente punto de cálculo se efectúa al finalizar las etapas de taxi, despegue y ascenso. La duración adoptada para transitar estas 3 etapas ha sido de 0,48 h para el A340 y de 0,3 h para el Conquest. A fin de explicar la metodología se presentan los subíndices correspondientes al análisis del A340-300. De este modo el siguiente punto de cálculo es al iniciar la etapa de crucero,  $t_{0,48} = 0,48$  h.

$$FA_{0,t_{0,48}} = FOB_{0,t_0} - FCTWY_0 - FCT_0 - FCC_0$$

$$FOB_{pv,t_{0,48}} = FOB_{0,t_0} - FCTWY_0 - FCT_0 - FCC_0 - FC_{ESP} \cdot R_{TIV} \cdot (WT_{pv,t_0} - WT_{0,t_0}) \cdot \%P_{pv} \cdot \Delta t_{0,48}$$

Los parámetros (FCTWY<sub>0</sub>, FCT<sub>0</sub> y FCC<sub>0</sub>) fueron obtenidos para el caso del A340 a partir de [17] y en el caso del Cessna Conquest 441 se consideró que el consumo de combustible en la etapa de taxi es



Ramírez y Nadal - Estado y Viabilidad Técnica de la Aplicación de la Energía Fotovoltaica en Aeronaves Comerciales

igual a la diferencia entre el MTWO y el máximo peso en rampa, y el consumo en las etapas de ascenso y descenso se consideró un 10 % mayor que en la etapa de crucero. La duración de la etapa de ascenso fue obtenida a partir de la altura de crucero y la velocidad de ascenso.

A partir del cálculo anterior es posible estimar el consumo de combustible en la última fracción de tiempo:

$$\Delta t_i = \text{Ultima fracción de tiempo} = t_i - t_{i-1} = 0,48 - 0 = 0,48 \text{ h}$$

Por lo tanto, el consumo de combustible en la última fracción de tiempo ( $FCo_{\Delta t0,48}$ ) está dado por:

$$\begin{aligned} FCo_{\Delta t0,48} &= FOB_{o_{t0}} - FOB_{o_{t0,48}} \\ FCpv_{\Delta t0,48} &= FOBpv_{t0} - FOBpv_{t0,48} \end{aligned}$$

De este y a partir de esta última expresión, es posible conocer el peso total de la aeronave en  $t=0,48$  h, mediante:

$$\begin{aligned} WT_{o_{t0,48}} &= WT_{o_{t0}} - FCo_{\Delta t0,48} \\ WTpv_{t0,48} &= WTpv_{t0} - FCpv_{\Delta t0,48} \end{aligned}$$

En esta instancia del cálculo ya se encuentran definidas las características de peso total de la aeronave y el combustible disponible al inicio de la etapa de crucero. A partir de esta instancia y durante toda la etapa de crucero, el cálculo para cada fracción de tiempo es obtenido mediante la siguiente secuencia, la cual está dada en forma genérica por las siguientes expresiones.

$$\begin{aligned} FOB_{o_{t_i}} &= FOB_{o_{t_{i-1}}} - FC_{ESP} \cdot R_{TW} \cdot WT_{o_{t_{i-1}}} \cdot \%Po \cdot \Delta t_i \\ FOBpv_{t_i} &= FOBpv_{t_{i-1}} - FC_{ESP} \cdot R_{TW} \cdot WTpv_{t_{i-1}} \cdot \%Ppv \cdot \Delta t_i \end{aligned}$$

Donde:

$$\Delta t_i = \text{Ultima fracción de tiempo} = t_i - t_{i-1}$$

Por lo tanto el consumo de combustible en la última fracción de tiempo ( $FCo_{\Delta t_i}$ ) está dado por:

$$\begin{aligned} FCo_{\Delta t_i} &= FOB_{o_{t_{i-1}}} - FOB_{o_{t_i}} \\ FCpv_{\Delta t_i} &= FOBpv_{t_{i-1}} - FOBpv_{t_i} \end{aligned}$$

A partir de esta última es posible conocer el peso total de la aeronave en  $t=i$  h.

$$\begin{aligned} WT_{o_{t_i}} &= WT_{o_{t_{i-1}}} - FCo_{\Delta t_i} \\ WTpv_{t_i} &= WTpv_{t_{i-1}} - FCpv_{\Delta t_i} \end{aligned}$$

Una vez finalizada la etapa de aproximación y aterrizaje, y por lo tanto la misión, el peso total de la aeronave está dado por:

$$\begin{aligned} WT_{o_{i+1}} &= WT_{o_{t_i}} - FCo_{\Delta t_{i+1}} \\ WTpv_{i+1} &= WTpv_{t_i} - FCpv_{\Delta t_{i+1}} \end{aligned}$$

Donde:

$$\begin{aligned} FCo_{\Delta t_{i+1}} &= FOB_{o_{t_i}} - FOB_{o_{t_{i+1}}} \\ FCpv_{\Delta t_{i+1}} &= FOBpv_{t_i} - FOBpv_{t_{i+1}} \end{aligned}$$

Y

$$\begin{aligned} FOB_{o_{t_{i+1}}} &= FOB_{o_{t_i}} - FCALo \\ FOBpv_{t_{i+1}} &= FOBpv_{t_i} - FCALo - FC_{ESP} \cdot R_{TW} \cdot (WTpv_{t_i} - WT_{o_{t_i}}) \cdot \%Ppv \cdot \Delta t_{i+1} \end{aligned}$$

Donde FCALo es el consumo de combustible en las etapas de aproximación y aterrizaje, los cuales son datos de entrada obtenidos de [17].

## RESULTADOS Y DISCUSION

La metodología empleada para la estimación de la radiación disponible permitió poner en evidencia la fuerte influencia del tipo de misión, la ruta de navegación y el día del año, en contraparte, la baja influencia de la geometría de la aeronave y orientación de la misma con respecto al sol, en la evaluación de este parámetro.

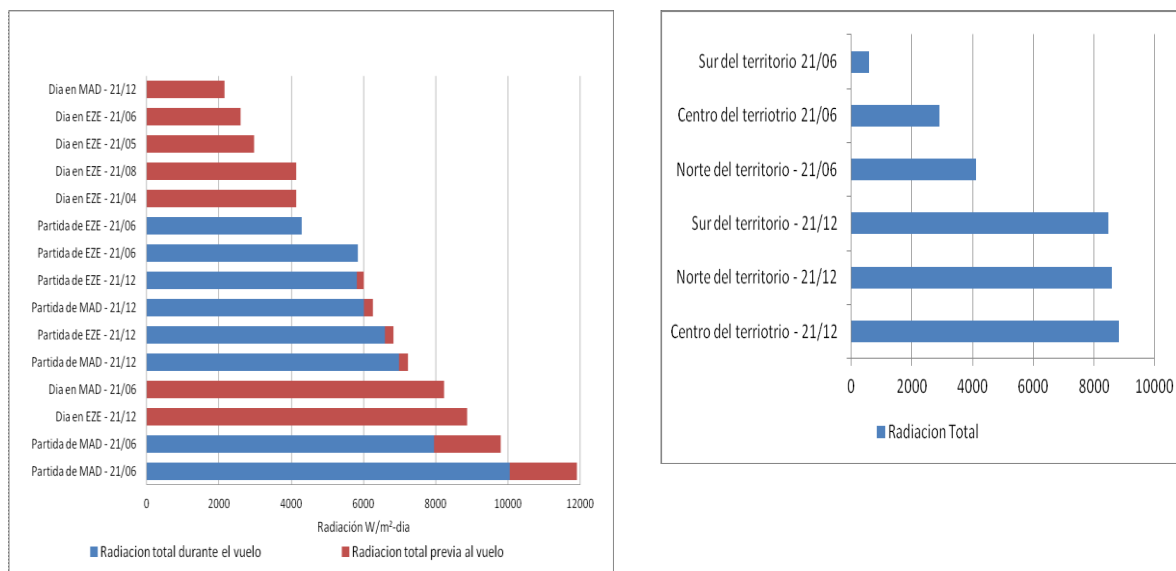


Figura 4: Variación de la radiación en los distintos escenarios. Fig. Izquierda: Caso del A340-300, Fig. Derecha: Caso del Cessna Conquest 441.

### Análisis del A340-300

Se empleó como radiación disponible promedio para el análisis el equivalente de 4 HSP. El análisis realizado sobre el A340-300 consideró como escenario para el dimensionado del sistema fotovoltaico el de 14 h operativas por día. A partir de las distintas configuraciones del sistema eléctrico descritas en manual de entrenamiento del A340-300 y la aplicación de dicha configuración al escenario de vuelo, se estimó la siguiente demanda eléctrica.

**Tabla 1. Características del escenario operativo del A340-300**

Condición	Etapas operativa en	Tiempo asignado [min]	Potencia Entregada [kVA]	Potencia total [kVAh]
Operación en tierra solo APU	Operación en plataforma	84	92	129
Operación en tierra APU+GEN	Taxi (Despegue-Aterrizaje)	20	125,3	42
Operación anormal falla de un generador	Ascenso-Crucero-Descenso	720	109,5	1314
Operación en tierra APU+GEN	Taxi (Despegue-Aterrizaje)	20	125,3	42
<b>Potencia Total requerida</b>				<b>1526</b>

De implementar un sistema fotovoltaico sólo sobre las superficies alares, se podría abastecer aproximadamente el 45% de la demanda eléctrica. En el caso de adoptarse la configuración alternativa del sistema fotovoltaico, que considera distribuir las celdas fotovoltaicas sobre toda la superficie vista en planta, se podría abastecer algo más del 100% de la demanda eléctrica.

## Ramírez y Nadal - Estado y Viabilidad Técnica de la Aplicación de la Energía Fotovoltaica en Aeronaves Comerciales

La implementación del sistema fotovoltaico en las configuraciones anteriores conlleva un aumento del peso vacío de la aeronave el cual se detalla en la tabla 2.

**Tabla 2. Peso del sistema fotovoltaico**

Configuración Componente	1		2	
	Peso [kg]	Peso [%]	Peso [kg]	Peso [%]
Celdas Solares	794	62 <sup>a</sup>	1794	61 <sup>a</sup>
Baterías	490	38 <sup>a</sup>	1135	39 <sup>a</sup>
Peso Total del sistema	1284	1 <sup>b</sup>	2930	2,3 <sup>b</sup>

<sup>a</sup> Porcentaje con respecto al peso del sistema fotovoltaico.

<sup>b</sup> Porcentaje con respecto al peso vacío de la aeronave en su configuración original.

La implementación del sistema fotovoltaico encuentra su mayor barrera en la capacidad de almacenamiento de las baterías, ya que esto conlleva a un aumento significativo del peso de la aeronave, siendo para el caso del A340-300 inviable emplear una capacidad de almacenamiento del 100 % de la energía captada en un día de 4 HSP, por lo cual la capacidad de almacenamiento en dicha aeronave ha sido limitada al 25 % de la energía captada por el sistema, es así que la energía almacenada permite abastecer únicamente el 100 % de la demanda requerida por no más de 3,5 h.

La reducción en el consumo de combustible para el caso de un vuelo de 11.100 km de alcance es de 0,30 % del consumo total en la configuración 1 y del 0,70 % del consumo total en la configuración 2.

Implementar el sistema fotovoltaico en el A340-300 permite obtener las siguientes diferencias en el consumo de combustible.

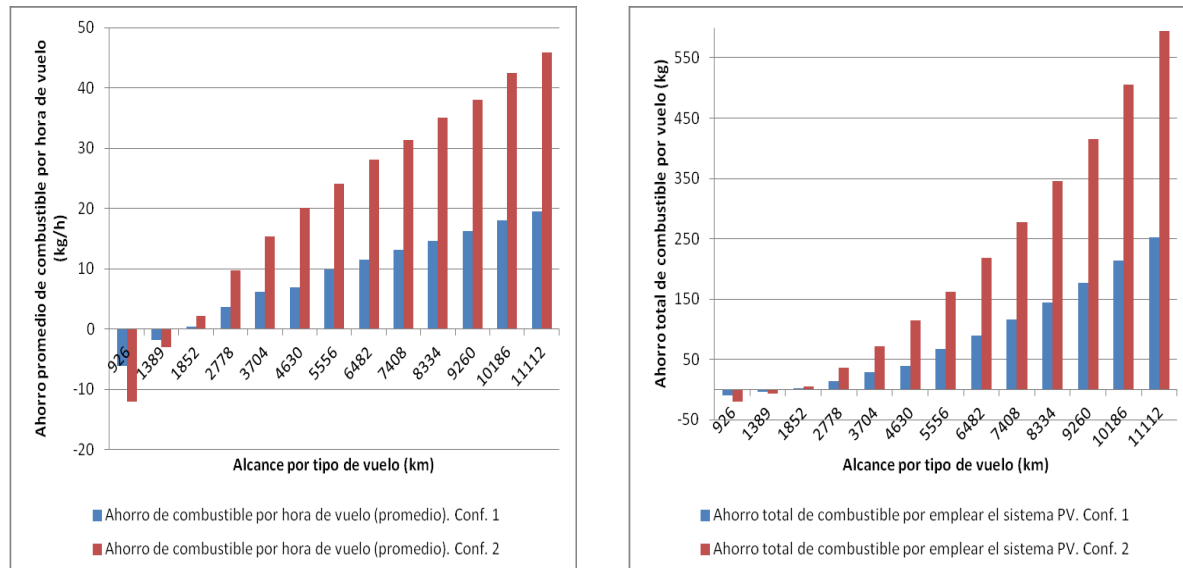


Figura 5: Diferencia en el consumo de combustible respecto de la configuración original, para vuelos de distintos alcances. Fig. Izquierda: Ahorro promedio por hora de vuelo, Derecha: Ahorro total por vuelo

Tal como puede observarse, implementar el sistema fotovoltaico reduce el consumo de combustible, por ser menor la potencia que se necesita extraer para alimentar el sistema eléctrico, pero si la misión de vuelo se encuentra muy alejada de la misión de diseño, el combustible que se carga de menos por contar con el sistema fotovoltaico no alcanza a equilibrar el aumento de peso vacío por la instalación del sistema fotovoltaico.

**Análisis Cessna Conquest 441**

El análisis realizado sobre el Cessna Conquest 441 asumió tres configuraciones en base al punto de diseño (tipo de vuelo habitual), el cual puede ser:

Las primeras dos configuraciones se analizaron para las condiciones de: almacenamiento de energía para efectuar un vuelo de iguales características en condiciones nocturnas por medio de la energía almacenada a lo largo del día, o efectuar dos vuelos de iguales características durante la época de alta radiación solar. Una derivación particular surge de la alternativa de no contar con capacidad de almacenamiento, por lo cual el sistema fotovoltaico sólo podría ser aprovechado en condiciones operativas diurnas. En este último escenario se ha prescindido de las baterías, que es el componente que mayor incidencia genera sobre el peso total sistema fotovoltaico.

La aplicación de la metodología de cálculo de la demanda eléctrica del Cessna Conquest 441, permitió obtener para los distintos escenarios, la demanda eléctrica descrita en la siguiente tabla, la cual es para la condición de operación estándar aproximadamente de un 15 % de la capacidad máxima del sistema eléctrico. De este modo, la demanda total de energía es en cada una de las configuraciones:

**Tabla 3. Características de la configuración de diseño**

Configuración	Condición de diseño	Horas operativas por día [h]	Demanda eléctrica [kVAh]
1	Vuelo de máximo alcance con máxima carga paga.	4,11	7,24
2	Vuelo máximo alcance con mínima carga paga.	8,64	14,9
3	Condición de 24 h de operación, se asumió 3 arranques, 14 horas de operación nocturna con energía almacenada en baterías y 8 horas disponibles para la carga de las baterías.	24	44,3
3b	Ídem a configuración 3 mas sistema de protección contra hielo 24 h operativo	24	75,2
3c	Ídem a configuración 4 mas sistemas opcionales 24 h operativos	24	79,2

Las configuraciones 1, 2 y 3 no consideraron los equipamientos opcionales ni el sistema de protección contra hielo. Se asumió MTOW y las horas operativas coinciden con la duración del vuelo de diseño. Las configuraciones 3a y 3b se citan sólo con la finalidad de poner en evidencia el aumento de la demanda eléctrica, de considerarse dicha configuración

La implementación del sistema fotovoltaico en las configuraciones anteriores conlleva el siguiente aumento del peso vacío de la aeronave.

**Tabla 4. Peso del sistema fotovoltaico**

Configuración Componente	1		2		3	
	Peso [kg]	Peso [%]	Peso [kg]	Peso [%]	Peso [kg]	Peso [%]
Celdas Solares	9	27,5 <sup>a</sup>	17,5	27,5 a	52	37,7 a
Baterías	24	72,5 a	46,5	72,5 a	86	62,3 a
Peso Total del sistema	33	1,3 b	64	2,4 b	138	5,2 b

<sup>a</sup> Porcentaje con respecto al peso del sistema fotovoltaico.

<sup>b</sup> Porcentaje con respecto al peso vacío de la aeronave en su configuración original.

## Ramírez y Nadal - Estado y Viabilidad Técnica de la Aplicación de la Energía Fotovoltaica en Aeronaves Comerciales

Para el caso del Cessna Conquest y aeronaves similares resulta viable emplear un 100 % de almacenamiento de energía, sin embargo, optimizar el desempeño del sistema fotovoltaico con respecto a la reducción del consumo de combustible, encuentra su variable en la opción de emplear una capacidad de almacenamiento mayor, menor o nula, en la figura 6, se presenta el ahorro de combustible en las distintas condiciones de diseño analizadas.

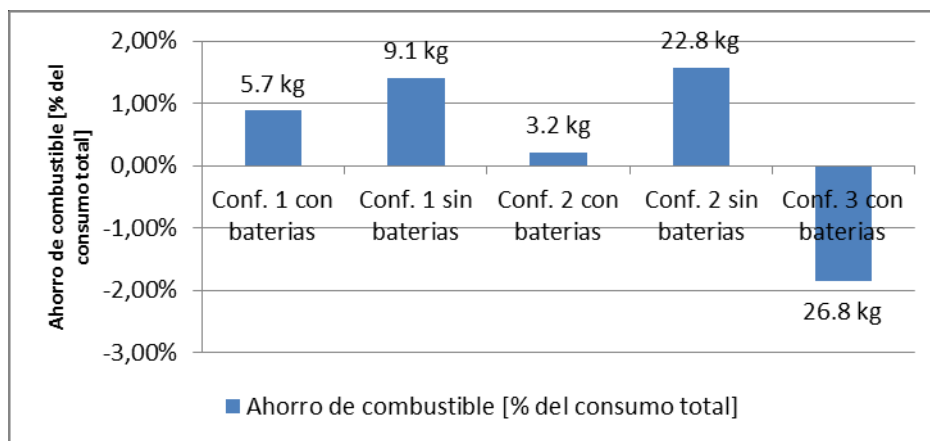


Figura 6: Porcentaje de ahorro de combustible en el Cessna Conquest 441, con respecto al vuelo de diseño, en las distintas configuraciones de sistema fotovoltaico, con y sin capacidad de almacenamiento de energía en baterías

De los análisis realizados, surge que la implementación del sistema fotovoltaico en el Cessna Conquest 441 podría inclusive permitir a la aeronave operar 17,5 h durante la temporada de alta radiación solar, y operar 8,5 h en la época de baja radiación, y en ambos casos abastecer el 100 % de la demanda eléctrica al mismo tiempo que genera un ahorro en el consumo de combustible.

En este tipo de aeronaves implementar la instalación de las celdas fotovoltaicas sólo sobre el 15% de la superficie alar permitiría abastecer el 100% de la demanda eléctrica de un vuelo con máxima carga paga y MTOW. Para el caso de dos vuelos de máximo alcance en temporada de alta radiación solar se requeriría instalar las celdas fotovoltaicas sobre el 30 % de la superficie alar, mientras que para el caso de 24 h de operación se requeriría el 88 % de la superficie alar. En caso de considerar el sistema de protección contra hielo y equipamientos opcionales, la superficie disponible de la aeronave es suficiente para permitir la instalación de las celdas fotovoltaicas necesarias para obtener el 100% de la energía requerida.

## CONCLUSIONES

Bajo las hipótesis consideradas, se puede concluir que hay un gran número de escenarios operativos sobre los cuales resulta posible aplicar un sistema fotovoltaico. El ahorro de combustible obtenido en estos escenarios puede ser optimizado bajo unas condiciones de diseño más acotadas. En cuanto a la viabilidad de aplicación de un sistema fotovoltaico en aeronaves comerciales, dependerá directamente de las condiciones de diseño y la regularidad de operación de la aeronave en este punto operativo, por lo cual cada caso deberá ser analizado de forma particular, lo cual es posible mediante los lineamientos y metodologías que se desarrollaron y aplicaron.

La posibilidad de aplicar la tecnología fotovoltaica en aeronaves comerciales, implica un estudio en mayor profundidad de múltiples aspectos y la optimización los mismos, como ser, el aumento de la resistencia aerodinámica y requisitos de certificación de la aeronave, los cuales no fueron abordados en esta primera etapa.

El empleo de la metodología de radiación aplicada a los escenarios propuestos evidenció una variación en la radiación incidente de +/- 15 % por la forma de la aeronave y su orientación con respecto al sol. El cálculo de capacidad del sistema fotovoltaico se efectuó para una radiación promedio y equivalente a 4 HSP, representando de este modo una de las condiciones más restrictivas, ya que salvo casos extremos tales como "escenarios estacionarios" en latitudes alejadas del ecuador (latitudes mayores a 40° N y 35° S aproximadamente), la radiación disponible se encuentra por encima del valor

## Ramírez y Nadal - Estado y Viabilidad Técnica de la Aplicación de la Energía Fotovoltaica en Aeronaves Comerciales

seleccionado. La posibilidad de aumentar los beneficios del sistema en este aspecto son significativos, ya que es posible reducir hasta en más de un 50% el aumento del peso vacío por la instalación del sistema fotovoltaico. La posibilidad de optimizar dicho aspecto se encuentra ligada al estudio de escenarios operativos más específicos.

El empleo de un sistema fotovoltaico para suministro de la energía eléctrica de los reactores resulta viable desde el punto de rentabilidad operativa, generando ahorros apreciables en el consumo de combustible y es posible su aplicación como apoyo a los sistemas de celdas de combustible que se encuentran en etapa de investigación, sin embargo, la viabilidad de aplicar el sistema fotovoltaico en este tipo de aeronaves depende fuertemente de la ruta de navegación y horario de operación, ya que no resulta viable emplear una capacidad de almacenamiento del 100 %, por lo tanto el sistema fotovoltaico no resulta una alternativa admisible para una aeronave que opere mayormente en horarios nocturnos o de muy baja radiación.

La viabilidad de aplicar un sistema fotovoltaico en una aeronave comercial como el A340-300 depende principalmente de cada caso en particular, ruta de navegación, horas operativas por día, horario de operación y sobre todo de la constancia de estas variables, principalmente por la reducción en los beneficios al operar fuera de las condiciones de diseño. Asimismo cada operador debe analizar las operaciones de sus aeronaves y los beneficios económicos de utilizar o no un sistema fotovoltaico. Por ejemplo, para el caso de un A340-300 que cubre el vuelo Buenos Aires-Madrid y Madrid-Buenos Aires, efectuando un vuelo por día, el ahorro de combustible por año será de 222.750 lts, es decir, aproximadamente el combustible requerido para dos vuelos de máximo alcance con MTOW en este tipo de aeronaves.

La implementación del sistema fotovoltaico en jets ejecutivos y aeronaves de aviación general como el Cessna Conquest 441 es técnicamente viable, sin embargo, la reducción en el consumo de combustible tanto en este caso como en el de los reactores representa un bajo porcentaje del consumo total, motivo por el cual resulta indispensable evaluar la viabilidad económica de instalar este tipo de sistema, especialmente en las de aeronaves de aviación general las cuales no se caracterizan por operar todos los días del año, en cuyo caso el sistema probablemente no se alcance a amortizar.

Los diseños conceptuales de la próxima generación de reactores comerciales, como el BWB (Blend Wide Body), presentan características geométricas que hacen que la implementación de un sistema fotovoltaico genere mayores eficiencias que para el tipo de reactores actuales. De igual modo el avance en la tecnología de celdas solares y baterías es realmente notorio año a año, por lo cual la aplicación de la tecnología fotovoltaica en aeronaves comerciales se puede vislumbrar como una alternativa viable.

## REFERENCIA

- [1] Anthony J. Colozza. "Convective Array Cooling for a Solar Powered Aircraft". NASA/CR-2003-212084.
- [2] Terry D. Haws and W. Jerry Bowman. "Thermal Analysis of the Pathfinder Aircraft", AIAA 9990735.
- [3] Obaid ur Rehman Alvi, Karachi, Sindh. "Development of Solar Powered Aircraft for Multipurpose Application", 18th 12 - 15 April 2010, Orlando, Florida 2010 AIAA SDM Student Symposium.
- [4] Anthony Colozza, Brookpark, "Feasibility of a Long Duration Solar Powered Aircraft on Venus", 2nd International Energy Conversion Engineering Conference 16 - 19 August 2004, Providence, Rhode Island AIAA 2004-5558.
- [5] André NOTH, "Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight" DISS. ETH NO. 18010 A dissertation submitted to ETH ZÜRICH for the degree of Doctor of Technical Sciences Lausanne, Suisse Born February 10, 1980 Citizen of Zumholz, Switzerland.
- [6] Jaw-Kuen Shiau, Der-Ming Ma, Chih-Wei Chiu and Jie-Ren Shie "Optimal Sizing and Cruise Speed Determination for a Solar-Powered Airplane", JOURNAL OF AIRCRAFT Vol. 47, No. 2, March-April 2010.



Ramírez y Nadal - Estado y Viabilidad Técnica de la Aplicación de la Energía Fotovoltaica en Aeronaves Comerciales

- [7] Weisheng Chen and Luis P. Bernal, "Design and Performance of Low Reynolds Number Airfoils for Solar Powered Flight", 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 7 - 10 January 2008, Reno, Nevada AIAA 2008-316.
- [8] G Romeo, G Frulla, and E Cestino, "Design of a high-altitude long-endurance solar-powered unmanned air vehicle for multi-payload and operations." The manuscript was received on 1 June 2006 and was accepted after revision for publication on 22 September 2006.
- [9] Xiaojian Li, Xiande Fang, and Qiuming Dai, "Research on Thermal Characteristics of Photovoltaic Array of Stratospheric Airship", JOURNAL OF AIRCRAFT Vol. 48, No. 4, July–August 2011.
- [10] UNIQUE, "Aircraft APU Emissions at Zurich Airport".
- [11] Technical Data to Support FAA's Advisory Circular on Reducing Emissions from Commercial Aviation.
- [12] ACRP Report 64 - Handbook for Evaluating Emissions and Costs of APUs and Alternative Systems.
- [13] John Scott-Monck and Paul Stellat, "Factors Governing Photovoltaic Technology Transfer: Terrestrial to Space", J. ENERGY VOL. 6, NO. 1 - AIAA 80-9070R.
- [14] Vasilis M. Fthenakis and Hyung Chul Kim "Life cycle assessment of high-concentration photovoltaic systems", Prog. Photovolt: Res. Appl. (2011) Published online in Wiley Online Library (wileyonlinelibrary.com). DOI: 10.1002/pip.1186.
- [15] Vasilis Fthenakis, Hyung Chul Kim, Rolf Frischknecht, Marco Raugei, Parikhit Sinha and Matthias Stucki, "Life Cycle Inventories and Life Cycle Assessment of Photovoltaic Systems", International Energy Agency(IEA) PVPS Task 12, Report T12-02:2011.
- [16] VASILIS FTHENAKIS, DANIEL O. CLARK, MEHRAN MOALEM, AND PHIL CHANDLERM ROBERT G. RIDGEWAY, FORREST E. HULBERT, DAVID B. COOPER, AND PETER J. MAROULIS. "Life-Cycle Nitrogen Trifluoride Emissions from Photovoltaics". Revised manuscript received September 26, 2010. Accepted September 30, 2010.
- [17] <http://discover.amee.com>