

# DISEÑO, CONSTRUCCIÓN Y EVALUACIÓN DE ALA FOTOVOLTAICA PARA AERONAVES NO TRIPULADAS

Omar Elaskar<sup>1</sup>, Rodolfo Cavallero<sup>2</sup>, José Romero<sup>3</sup>, Diego Fernández<sup>4</sup>

1- Departamento de Materiales y Tecnología, Univ. Nacional de Córdoba, Av. V.Sarfield 1611, Córdoba, Argentina, oelaskar@hotmail.com

2- Centro de Investigaciones Aplicadas, Inst.Universitario Aeronáutico, Av. Fuerza Aérea 6500, Córdoba, Argentina, cavallero@iua.edu.ar

3- Dep. Mat. y Tecnología, Univ. Nacional de Córdoba, Av. V.Sarfield 1611, Córdoba, Argentina, josejromero@pedrogiacomellisa.com.ar

4- Centro de Investigaciones Aplicadas, Inst. Univ. Aeronáutico, Av. Fuerza Aérea 6500, Córdoba, Argentina, dnfernandez187@gmail.com

**Palabras clave:** Energía solar, UAV, Ala fotovoltaica.

## Resumen

La tendencia actual en el desarrollo de Aeronaves No Tripuladas (UAV) es de mejorar sus cualidades de vuelo y sistemas de control, sean estas relacionadas a su velocidad, autonomía, maniobrabilidad, controlabilidad, entre las más importantes.

Debido a que los UAV son en general de tamaño menor que los aparatos tripulados, gracias a que la tecnología de control y guiado permite diseños muy pequeños, conlleva a que la autonomía de los mismos esté en función de su tamaño y capacidad de carga útil, sea esta en combustible o baterías de almacenamiento eléctrico.

Por ello los UAV eléctricos están diseñados para cargar un máximo de peso en baterías, que determinan su máximo tiempo de vuelo, y que una alternativa para aumentar su autonomía es mediante el uso de celdas solares en la aeronave.

Se pueden encontrar varias alternativas desarrolladas en los últimos años a nivel mundial para la adaptación de celdas fotovoltaicas en una aeronave, incluso existen proyectos locales de desarrollos de UAV aprovechando la energía solar.

Así en el presente trabajo se describen los resultados alcanzados referidos al diseño, construcción y evaluación de un ala fotovoltaica para ser utilizada como fuente de energía de un UAV solar. Estas actividades se enmarcan en un proyecto Pídeff del Ministerio de Defensa para analizar la eficiencia propulsiva de sistemas eléctricos solares para UAV. En el desarrollo actual ya se han alcanzado resultados referentes a los análisis y ensayos realizados en el Túnel de Viento para diversos conjuntos propulsivos eléctricos de UAV, condición que sirve de punto de partida para el dimensionamiento y diseño en detalle de un ala solar.

Como resultado del análisis de configuración y dimensionamiento se concluyó en un ala de tres segmentos con diez celdas solares cada uno. Las celdas solares son del tipo monocristalinas de 6x6 pulgadas. Si bien las óptimas alcanzan 17% de eficiencia, se logró disponer equivalentes pero del 15% aproximadamente, ya que mostraron cierta variabilidad.

Después de analizar varios tipos de arquitecturas alares en función de las capacidades y disponibilidades de recursos, se adoptó una estructura típica, o sea un ala con costillas, largueros y recubrimiento no resistente transparente. De esta manera las celdas se montan en el interior del ala entre los elementos estructurales, lo que implicó realizar varias adaptaciones no tradicionales al ala a fin de montar las celdas en su interior.

Los ensayos del ala solar se realizaron en laboratorio, con luz natural y artificial, midiendo los parámetros de generación de energía con instrumentos de medición y utilizando un banco de ensayo de motores eléctricos que simulan la planta propulsiva de la aeronave. Para ello se realizaron desarrollos paralelos de la electrónica de control de energía (MPPT) y carga de baterías, a partir de la energía generada por el panel solar.

De esta manera se pueden conocer las características energéticas del ala solar y su capacidad para alimentar energéticamente un determinado grupo motor, midiendo variables como la tensión, la corriente las RPM y el empuje en diversos grupos propulsores.

Una vez finalizado los ensayos se podrá montar el ala en un prototipo ya realizado a fin de su utilización y evaluación estructural y aerodinámica en vuelo.

## 1. Introducción:

En los últimos años se ha revitalizado la actividad de aeronaves no tripuladas (UAV), gracias al desarrollo y avances alcanzados en tecnologías de navegación y control accesibles comercialmente, permitiendo que sean de menor porte que las tripuladas. Adicionalmente esta miniaturización y reducción de peso de los UAV, implica menores potencias propulsivas, dando lugar a utilizar propulsión con motores eléctricos e incluso alimentados por energía solar.

Bajo estas condiciones mencionadas arriba, se está desarrollando un proyecto PIDDEF subvencionado por el Ministerio de Defensa, que como objetivo general apunta a investigar la eficiencia de los componentes propulsivos en régimen subsónico, como los utilizados en plantas de poder eléctricas aplicados a UAVs, y adicionalmente con fuente de energía a partir de celdas solares.

Bajo este escenario se desarrolla el presente trabajo, el cual se enfoca particularmente a describir el diseño, construcción y ensayos llevados a cabo para alcanzar un prototipo de ala aplicable a un UAV propulsado con energía solar.

## 2. Antecedentes:

El estudio presentado en este trabajo, describe una parte de un desarrollo de mayor envergadura que como ya se mencionó, y que apunta a investigar, desarrollar y evaluar tecnologías de propulsión eléctrica de UAVs, a partir de energía solar.

Ejemplos de estas aeronaves se encuentran en gran cantidad, desde 1974 hasta hoy se han desarrollado unas 100 prototipos solares<sup>[1]</sup>.

El primero fue en 1974, cuando la aeronave no tripulada Sunrise<sup>[2]</sup> (Fig.1) voló 20 minutos. Pesaba 10,5kg con una envergadura de 9,76m que permitía disponer de 450W teóricos.



Figura 1: Primer vuelo del Sunrise

Ya en 1990, aunque aún no se obtenían resultados de permanencia en vuelo importante, encontramos el Solar Lady<sup>[3]</sup> (Fig.2), que es una adaptación de un aeromodelo de 2,45m de envergadura y 2,2 kg de peso, lograba alcanzar 30 W de potencia teórica de sus celdas solares.



Figura 2: Aeromodelo con celdas solares Solar Lady

Más recientemente encontramos desarrollos de avanzada como el Solong del año 2005<sup>[4]</sup> (Fig.3), que es un UAV de 4,75m de envergadura y 10,5kg de peso, que logró volar varias horas incluso sin luz solar..



Figura 3: UAV Solong a energía solar

Desarrollos de alta tecnología actual mencionamos el Zephyr<sup>[5]</sup> (Fig.4), cuyo primer prototipo de 7kg y 8m de envergadura se inició en 2001, y el sexto prototipo muy distinto al original, (12m y 14kg) voló en 2008 a 30000 m de altura, durante 82 horas continuas.



Figura 4 : Avión Zephyr de la empresa QinetiQ.

Se pueden mencionar varios proyectos exitosos y otros no tanto, como el Gossamer Pinguin de 1980 (tripulado), los UAVs Centurión y Helios de la NASA<sup>[6]</sup>, entre otros. Pero por la relevancia no puede dejar de observarse el actual Solar Impulse<sup>[7]</sup> (Fig.5), de 66m y 2000kg, que pretende volar alrededor del mundo con un tripulante. Hasta la fecha ha conseguido volar por más de 24 horas continuas.



Figura 5: Avión tripulado Solar Impulse destinado a dar la vuelta al mundo sin escalas.

Sin embargo el proyecto a desarrollar por este grupo de investigación apunta a estudiar estas tecnologías a partir de recursos menores comparados a los antecedentes mencionados, por ello los desarrollos de ensayos y prototipos son realizados acordes a las posibilidades propias.

En base a esta consideración el objeto fue trabajar con elementos comerciales disponibles y magnitudes pequeñas, surgiendo así un prototipo de UAV de no más de 3m de envergadura y 3 kg de peso, algo similar a un aeromodelo grande.

Así hasta la actual etapa, ya se han alcanzado varios objetivos parciales del proyecto, como haber realizado análisis y evaluaciones de los distintos sistemas de aeronaves solares existentes, análisis de pequeños sistemas propulsivos eléctricos de nueva generación, se ha desarrollado de banco de ensayo a medida para medir empuje, torque y parámetros de energía y potencia de sistemas propulsivos eléctricos, se han realizado ensayos en Túnel de Viento para medir y analizar la eficiencia propulsiva de grupos motrices eléctricos para pequeñas aeronaves<sup>[8]</sup>, se realizó un diseño preliminar de UAV solar, se desarrolló un buscador de máxima potencia (MPPT), además de estudios y análisis en el marco del proyecto Piddef ya mencionado.

### 3. Desarrollo del ala solar:

Se describe a continuación las distintas etapas relacionadas al diseño, construcción y evaluación de un ala con celdas fotovoltaicas adaptable a un UAV solar.

#### 3.1. Diseño Conceptual

Debido a que el objeto de esta etapa del proyecto, se basa en disponer de un ala para ser utilizada en una aeronave no tripulada propulsada con energía solar, la premisa para su diseño y dimensionamiento es que fuera capaz de albergar suficientes celdas solares para generar la máxima energía relacionada a su tamaño y construirla con elementos y procesos disponibles en las instalaciones propias de la institución donde se desarrollan las tareas del proyecto.

Por ello y debido a que las celdas solares son de forma cuadrada como se menciona en el apartado específico, realizar un arreglo de varias de ellas para crear un panel solar sería conveniente que la planta alar sea de forma rectangular, y así obtener una máxima superficie sustentadora con la máxima cantidad de celdas solares.

Es de notar que una aeronave de estas características en que la energía disponible será mínima, lo ideal es disponer de una planta alar de mayor eficiencia aerodinámica y estructural (alas ahusadas por ejemplo), sin embargo adoptar esta condición reduciría notablemente la cantidad de celdas solares comerciales posibles de montar sobre el ala, a no ser de utilizar procesos constructivos mas complejos como también se menciona mas adelante en el apartado del armado del panel solar.

Habiéndose ya analizado la conveniencia de un ala rectangular, quedó por definir su alargamiento, que se relaciona con la cuerda y la envergadura, para una aeronave de pequeñas dimensiones.

De esta manera la mínima cuerda posible de usar bajo el criterio arriba mencionado es al menos del tamaño del lado de una celda, mas una pequeña porción para considerar borde de ataque y de fuga (superficies móviles) para así conformar un arreglo en serie de una fila de celdas a lo largo del ala. Esta disposición requiere un alargamiento importante, con relaciones mayores a 20-25 si se desea al menos tener 20 celdas en el panel solar. Como conclusión de analizar esta disposición de celdas, se concluyó que el ala sería de gran alargamiento con el beneficio aerodinámico que ello implica, pero requeriría una estructura sumamente resistente a los esfuerzos en la zona central, ya que los momentos flectores en dicha porción son los máximos.

Entonces se decidió avanzar en aumentar un paso mas en las dimensiones, acomodando dos celdas a lo largo de la cuerda, de esta forma se podría disponer de mayor cantidad de celdas en el ala. Para disponer de 30 celdas, el alargamiento alar ronda un valor de 8 (ocho). Esta planta alar rectangular y de menor alargamiento reduce las prestaciones aerodinámicas, pero se la prefirió desde el punto de vista estructural y constructivo, ya que idear los elementos resistentes para el ala sería otro desafío a sortear, y su construcción brinda mayores garantías de lograr una superficie de menores deformaciones en el plano.

Se realizaron análisis de diseños para instalar mas celdas tanto en el ala como en el empenaje horizontal (Fig.6), el cual daría lugar para nueve celdas adicionales, pero en función de que si se adopta el ala de 30 celdas de 3,75W teóricos cada una, con lo que se alcanza una tensión de 15V nominal, en cambio la adopción de celdas adicionales, elevaría ese valor a 19,5V, y mayor potencia, pero se prefirió trabajar con una tensión de 15V que es suficiente para alimentar la electrónica (como se ve en el apartado específico) y evitar adicionar complicaciones en la estructura y construcción del empenaje y el conexionado de las celdas entre ambos paneles, pues se estima realizar un ala desmontable del fuselaje, y no así el empenaje que es fijo a éste último. De esta manera el presente estudio se enfoca a analizar solo el ala solar.

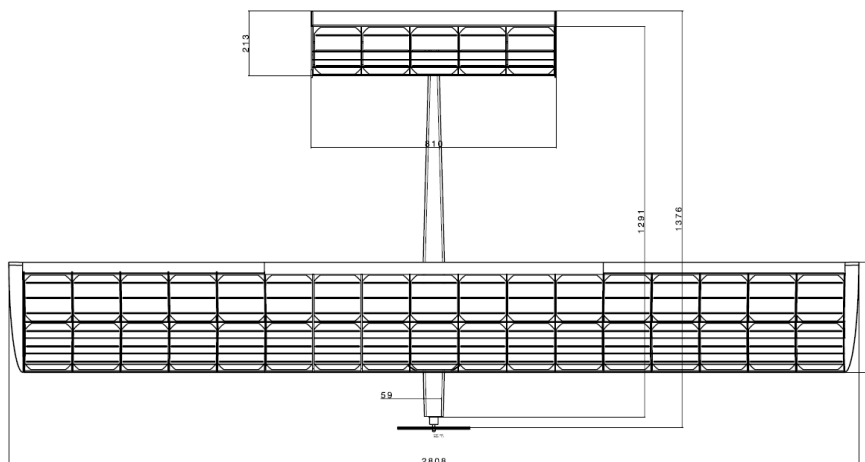


Figura 6: Propuesta de Avión solar con mayor cantidad de celdas solares.

De esta manera quedó definida un ala rectangular con un arreglo de 30 celdas en dos filas, como geometría conceptual del ala, y proponiendo como solución tradicional un ala de tres paneles de 2x5 celdas, unidos estructural y eléctricamente. De esta manera el ala dispondría de ángulo diedro en los paneles externos, a los cuales también se propone adicionarle los alerones.

Definido el concepto de ala, queda especificar el diseño estructural a las cargas máxicas y aerodinámicas, diseño del sistema generación de energía para propulsión, y verificación de comportamiento aerodinámico, a fin de definir en detalle la arquitectura alar definitiva.

### 3.2 Integración de celdas a la estructura

Existen varias alternativas de instalar las celdas solares en un ala. Si bien en este trabajo se adopto el criterio de armar el panel con celdas solares disponibles en el mercado, existen soluciones mas complejas (y costosas), como el de seccionar o particionar celdas en fragmentos especiales y conectar (eléctricamente) dichas porciones, obteniendo el comportamiento de la celda individual original, y de esta manera colocarlas en diferentes posiciones para cubrir casi la totalidad de la superficie del ala independientemente de su forma de planta alar. Otra alternativa es cubrir el ala con celdas solares flexibles, las que son mucho mas costosas y no brindan mucha mayor eficiencia<sup>[9]</sup>.

Con esta técnica de laminación se han realizado varios prototipos de alta tecnología como el Solong<sup>[4]</sup> ya mencionado en los antecedentes, en que el éxtrados es fabricado en un molde hembra, laminando primero el film protector transparente en la superficie externa, luego las celdas ya interconectadas y debajo una estructura de material compuesto con estructura sándwich. Finalmente se aplica la técnica de saco de vacío y eventualmente se hornea en autoclave, obteniéndose el recubrimiento del éxtrados en material compuesto con celdas empaquetadas en él. Cabe aclarar que estas tecnologías y procesos exceden los recursos disponibles, procesos tecnológicos propios y experiencia del grupo de trabajo

Por lo tanto la solución adoptada para generar un panel solar de 30 celdas como se menciona anteriormente, fue de armar el panel de forma tradicional, con los elementos específicos de uso comercial, y conectar en serie las 30 celdas en un arreglo de 2x15, sobre tres partes de ala, cada una de 2x5.

Problemas de adaptación se encontraron varios si se desea lograr un diseño simple y eficiente, pero el mas importante es el de construir un ala para una aeronave, donde el factor peso es de suma importancia cuando de diseño de un avión solar se trata.

Se hace notar que las celdas individuales son de silicio, con un espesor apenas superior a 0,2 mm (semejante a un vidrio de ese espesor), por lo que hasta su manipulación debe ser de sumo cuidado para evitar su rotura.

Para la fabricación normal de un panel solar, las celdas se encapsulan entre un sustrato inferior (lámina plástica TPE), que trabaja como estructura de soporte de las celdas, y se recubre en su cara sensible superior con un film de silicona flexible EVA de 0,5 mm, que luego horneado (en algunos casos en autoclave), se polimeriza todo el conjunto quedando un panel con celdas protegidas y encapsuladas dentro de una estructura sándwich.

Esta situación, de reducir peso y asegurar resistencia, restringió la posibilidad de armar de manera tradicional el panel de 2x15 celdas, ya que además de no poderse curvar, al utilizar una capa de soporte inferior resistente y una lámina superior transparente, se incrementa el peso en mas de 1kg/m<sup>2</sup> <sup>[9]</sup>, que lo hace inviable como parte de una aeronave: Se estima que se duplicaría casi el peso del ala solar completa sin estos recubrimientos.

Se experimentó entonces, con colocar las celdas directamente sobre el éxtrados de un ala similar, ya que si bien son frágiles, la celda acepta cierta flexión, sin embargo al intentar de amoldar (curvar) la celda en cercanías del borde de ataque, se produce la rotura por flexión de la misma, lo que hizo descartar esta alternativa, ya que solo se puede colocar celdas en la superficie del éxtrados desde el 30-40% de la cuerda hacia atrás, sin observar roturas, pero desperdiciando gran parte de superficie del ala. Esta alternativa fue aplicada a prototipos como el Sunrise.

Adicionalmente si no se la protegen, esta solución deja expuesta al sustrato de la celda al ambiente, y en contacto con cualquier cuerpo externo que pueda dañarla. Esta alternativa de arquitectura para el montaje de celdas se aprecia en las Fig. 7(a) y 7(b), pero que ni siquiera intentan amoldar la celda a la curvatura del ala. Además las soluciones tradicionales no utilizan la parte delantera del ala para cubrir con celdas ya que la destinan exclusivamente a actuar como estructura resistente a la flexión y torsión.

En la Fig.7(c), se aprecia otra solución en que no es necesario curvar las celdas, ni adicionar un film protector, ya que las mismas se encuentra dentro del ala, con entelado (recubrimiento) transparente, pero con la desventaja de que tampoco se aprovecha gran parte de la superficie alar para celdas solares.

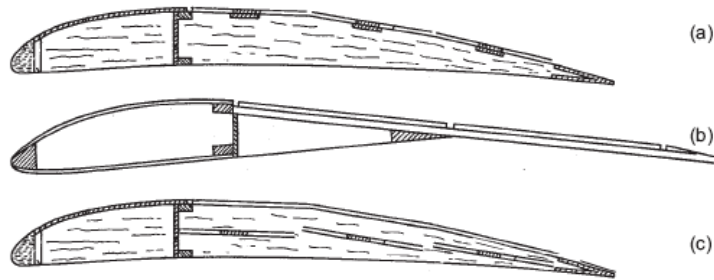


Figura 7: Alternativas para instalar celdas solares rígidas<sup>[1]</sup>.

Así es que, en base a los antecedentes mencionados, se propuso una nueva solución estructural y arquitectónica, a partir del criterio de celdas interiores, pero aprovechado casi la totalidad de la superficie alar, colocando el elemento estructural resistente (larguero) por debajo de las celdas delanteras, pero permitiendo que la sección resistente del mismo disponga de suficiente momento de inercia para soportar las cargas flectoras en el ala. Así surge inicialmente la disposición que muestra la Fig.8 como se utilizó finalmente.

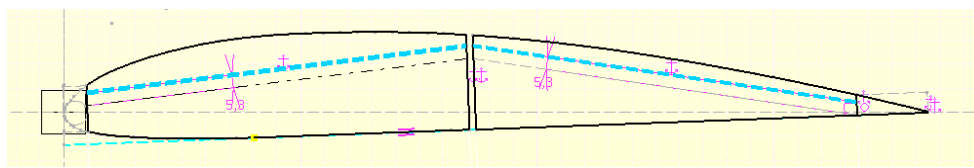


Figura 8: Disposición de dos filas de celdas dentro de la estructura alar..

### 3.3. Diseño y cálculo de la estructura.

Esta arquitectura de ala permite construir un larguero cerrado con capacidad de resistir alta flexión y torsión, y a la vez permite apoyar y montar las celdas delanteras sobre el mismo larguero. La fila trasera de celdas se montan inmediatamente por detrás del larguero (sobre un apoyo) y se apoyan atrás en el elemento que conforma el borde de fuga.

Esta configuración logra resolver los problemas de resistencia estructural del ala, como así el aprovechamiento máximo de la superficie alar con celdas solares. Además las celdas están apoyadas, por lo que pueden deslizarse en sus apoyos y absorber las deformaciones del ala cuando se deforma por las cargas en vuelo.

Sin embargo del análisis de la electrónica requerida, surge la conveniencia de evitar disponer las celdas con ángulos de captación de luz distintos, como se mostró en la figura de arriba, ya que implica duplicar la electrónica del MPPT para cada uno de los conjuntos de celdas de distinto ángulos.

Por ello se modificó la arquitectura para permitir que ambas líneas de celdas estén en el mismo ángulo de incidencia solar y se propuso un larguero también cerrado de forma rectangular, aunque de menor momento de inercia, ya que el alto de su alma es menor (desde el intrados sin llegar al éxtrados) para apoyar sobre él las celdas delanteras. Esta solución acepta además ensanchar el larguero para compensar la menor altura, y así lograr una sección cuyo momento de inercia resista las cargas de flexión en el ala, que son las de mayor magnitud que se generan en vuelo. Finalmente quedó definida la sección de las costillas para construir el ala, con los perfiles alares establecidos, como se muestra para la sección central en la Fig.9.

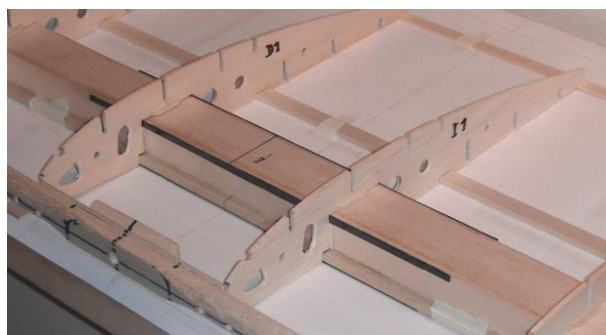


Figura 9: Estructura central del ala.

### 3.4. Determinación del peso

Para poder realizar los cálculos aerodinámicos y estructurales se debe conocer el peso. De esta manera se estiman las magnitudes finales que debiera tener la aeronave que utilice esta ala, a fin de su cálculo.

La estimación de peso para el ala se consideraron algunas de aeromodelos como la del Sig Kadet que pesa 350gr con 0,5m2 de superficie debido a la similitud estructural y constructiva a la propuesta en este trabajo, por lo que esta ala, como se describió mas arriba, debiera pesar (sin celdas) 600gr, si se utiliza una estructura similar.

Cada celda solar sola pesa 11gr, mas la adición de 9gr del bastidor de refuerzo, y 2gr de las cintas de soldadura por cada celda, lo que alcanza 22gr por celda.

Totalizando 30 celdas y adicionando 30gr de cableado, 50gr de punteras y 10gr de conectores, el ala completa pesaría 1250gr.

Para el resto del avión<sup>[10]</sup>, se considera una estimación con todos los elementos necesarios para realizar un UAV de esta magnitud, y que se muestran en la Tabla 1, debido a que se necesitará conocer la exigencia funcional del ala en vuelo.

Tabla 1: Estimación de peso del resto del avión.

Nro.	Descripción	Peso (gr)
1	Hélice 10"x7 EMP	15
2	Cono 40mm rosca y/o muerde	15
3	Motor Brushless 420W	93
4	ESC Aeolian 80A BEC3A	78
5	Domo transparente	24
6	Camara CCD 520L	15
7	Sensor 50Amp, Volt	19
8	Bateria nanotech 2200mAh	176
9	Fuselaje delantero c/cables	130
10	Tren delantero 2,5, soporte y rueda 40	15
11	Transmisor AV 1w Lawmate	35
12	Antena 1.2 AV TX	20
13	Filtro AV	5
14	Fuselaje central c/cables	130
15	CE-OSD	18
16	FY-31AP	27
17	2x Failsafe gde 8 y ch.4	12
18	Tren principal 4, rueda 65	65
19	Tren principal 3, rueda 66	40
20	Servo switch (18) c/8cables (10)	28
21	GPS FY,	12
22	Fuselaje trasero c/cables	100
23	Receptor LRS	20
24	Receptor FS	18
25	Estabilizador	70
26	Deriva	30
27	Servos empenajes x2	40
	Avion sin ala	<b>1250</b>

De esta manera el peso completo del avión ( $W_{max}$ ) alcanza los 2,5kg, dato fundamental para el dimensionado de la estructura y para poder determinar las cualidades aproximadas de vuelo.

### 3.5. Diseño aerodinámico

Si bien se puede estimar las prestaciones aerodinámicas del avión, lo fundamental en esta etapa es poder determinar las cargas que en vuelo debe soportar su estructura y diseñar el ala.

El cálculo aerodinámico<sup>[10]</sup> se enfoca entonces en este estudio a determinar por un lado las cualidades de vuelo que se pretenden para esta ala, cuando se le adapten sus empenaje y su fuselaje y a determinar las cargas aerodinámicas y másicas que debe soportar la estructura alar (larguero).

De un análisis aerodinámico con diversos perfiles alares (incluyendo los de bajo número de Reynolds) se determino por conveniencia constructiva, arquitectónica y prestaciones a un perfil Clark-Y aumentado en espesor en el centro al 13% y normal en los paneles externos. Si bien otros perfiles ameritaban mejor comportamiento aerodinámico, se seleccionó a éste por disponer de mayor volumen interno en especial en el borde de fuga que dispone de mayor ángulo de salida. Esto se lo prefirió para acomodar la celda con su bastidor hasta apoyarse en el elemento resistente del borde de fuga y mantener una distancia de al menos un milímetro hasta el recubrimiento, condición que otros perfiles no alcanzaban.

Con este perfil y a través del software XFRL5<sup>[11]</sup>, se corrieron las simulaciones aerodinámicas como se grafica en la Fig. 10(a), y en la Fig.10(b) se aprecian los resultados tridimensionales del flujo y de las distribuciones de las cargas de dichas simulaciones. Así los datos más importantes obtenidos se resumen en Tabla 2:



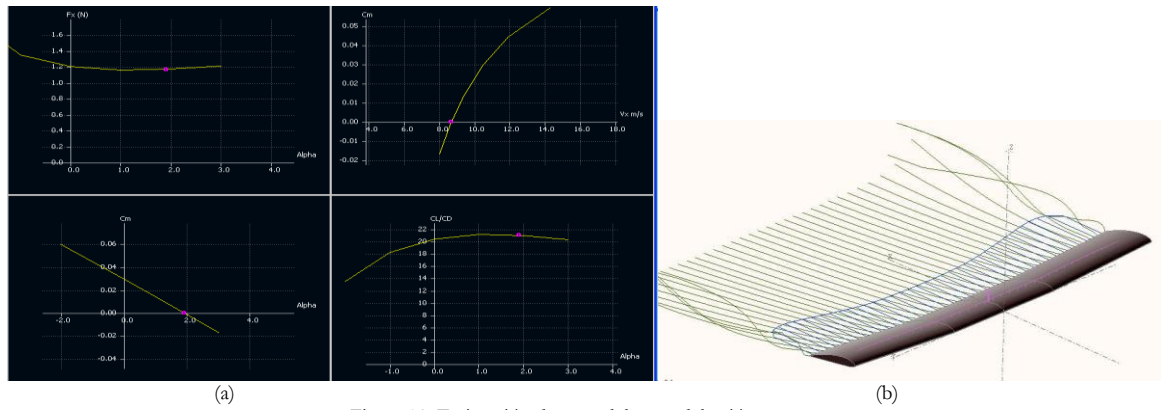


Figura 10: Estimación de peso del resto del avión.

Tabla 2: Estimación de peso del resto del avión.

Resistencia Mínima: 1.20 N
Velocidad crucero: 8,75 m/s
Incidencia crucero: 2 grados
Relación de planeo: 21

Con la información obtenida se adoptó una distribución simplificada de la sustentación a lo largo de la envergadura (a partir de la distribución del coeficiente de sustentación), tal se muestra en la Fig. 11.

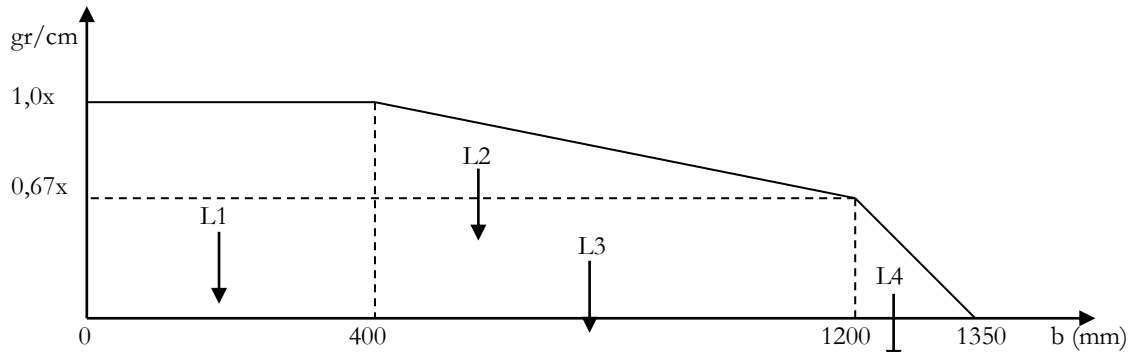


Figura 11: Distribución en la semi-envergadura de las cargas aerodinámicas considerada.

Realizando la ecuación de equilibrio de cargas y momentos

$$1x \cdot L1 \cdot 200\text{mm} + 1x \cdot L2 \cdot 667\text{mm} + 0,67x \cdot 800\text{mm} + 0,67x \cdot \frac{1}{2} \cdot 1250\text{mm} = \frac{1}{2} W_{\text{max}} = 1250\text{gr}$$

Despejando:  $x = 1,118 \text{ gr/mm}$

Con estos datos y considerando momento de las cargas L1 a L4 se estima el momento aerodinámico flector en la raíz, para factor de carga unitario ( $n=1$ ):

$$M_{\text{max}} = \text{de } 74 \text{ kg.cm}$$

Para las cargas másicas (Fig.12) se consideró de manera similar la siguiente distribución de masas

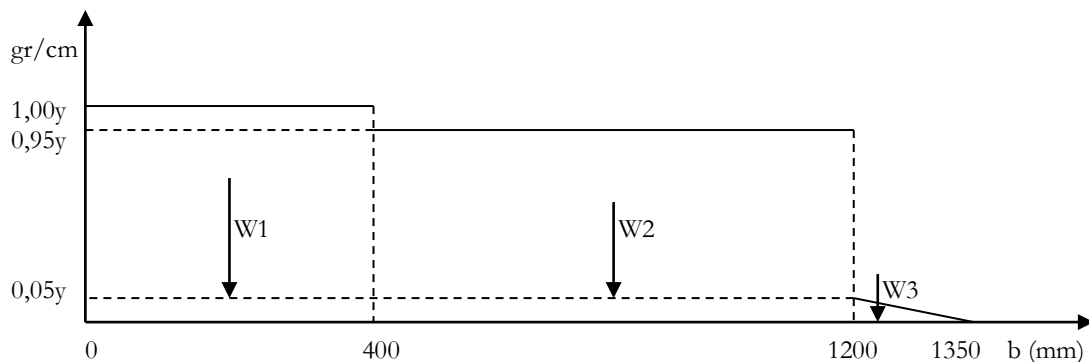


Figura 12: Distribución de cargas másicas considerada.



De la misma forma a lo calculado para las cargas aerodinámicas se obtiene el momento flector debido a cargas másicas, también para factor de carga unitario. De esta manera se obtiene la variable  $y=0,55\text{gr/mm}$ .

Desarrollando la ecuación y despejando se obtiene un momento flector másico,  $M_{\text{max}}= 29 \text{ kgcm}$

Combinando  $M_{\text{max}}$  con  $M_{\text{max}}$ , se obtiene el valor resultante de momento flector resultante en la raíz del ala  $M_{\text{max}}=45 \text{ kgcm}$ , para un factor de carga unitario. Si bien el momento flector (másico y aerodinámico) disminuye al alejarse de la raíz se considerará conservativamente este valor para dimensionar el cajón central del larguero.

### 3.6. Diseño Estructural

Para calcular la sección estructural del ala (Fig.13), se aplica el método tradicional de considerar en una primera etapa que las cargas de flexión, corte y torsión, son exclusivamente soportadas por el larguero del ala. Si bien esta situación se aplica a las aeronaves por ser conservador su resultado, ya que finalmente el resto de de los elementos también contribuyen a la resistencia total del ala, en este caso dichos elementos adicionales son despreciables (solo larguero de borde de ataque y borde de fuga), pues el recubrimiento aplicado no aporta resistencia estructural por ser flexible y en segundo lugar no será adherido a toda la estructura.

Desarrollando la fórmula de flexión en vigas:

Tensión pro flexión:  $S_{\text{max}} = M_{\text{max}}/I_x \cdot h/2$  (1)

Momento de inercia de la sección:  $I_x = 2 \cdot (b \cdot e^3 / 12 + A(h/2)^2)$  (2)

Momento flector aplicado:  $M_{\text{max}} = 45 \text{ kg/cm}^2$  (3)

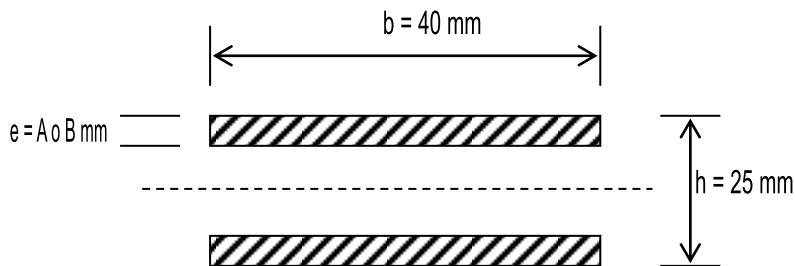


Figura 13: Distribución de áreas en la sección del larguero.

Propuesta I:  $e= 2 \text{ mm}$

$I_x = 1,03 \text{ cm}^4$  (4)

$S_{\text{max}} = 39 \text{ kg/cm}^2$ , para  $n=1$  (5)

Propuesta II:  $e=3 \text{ mm}$

$I_x = 1,37 \text{ cm}^4$  (6)

$S_{\text{max}}= 29,6 \text{ kg/cm}^2$ , para  $n=1$  (7)

Utilizando madera Balsa dura de  $120 \text{ kg/cm}^2$  o Kiri de  $200 \text{ kg/cm}^2$  de resistencia a la tracción<sup>[12]</sup>, (a compresión es aún superior), se satisface estas tensiones, con un coeficiente de seguridad mínimo  $CS=3$ , siendo  $1,5$  el requerido a la falla. Aclarando que los factores de cargas mínimos en aviones certificados bajo FAR 23 son a partir de  $2.5$  (Categoría Utilitario), a la falla del elemento, en este caso por ser un prototipo se alcanza solo un factor de carga  $n=2$ , que se considera adecuado ya que no se pretende realizar maniobras bruscas ni volar en condiciones ambientales límites como las exigidas por normas.

Con esta información es factible construir un larguero que resista las cargas estimadas con las dimensiones propuestas y verificadas bajo consideraciones conservativas. Los detalles constructivos están indicados en los planos a tal fin.

### 3.7. Diseño final del ala

Con los cálculos ya disponibles se propone una arquitectura estructural, tal que las celdas sean soportadas por apoyos de la estructura alar. De esa forma la distribución de costillas se acomoda a la distribución de las celdas. Los elementos longitudinales principales, son el larguero principal, el borde de ataque y el de fuga. Se adicionan también unos larguerillos superiores entre las dos filas de celdas a fin de poder soportar el recubrimiento transparente que se colocará al ala.

Respecto a las costillas como se indicó reflejan un perfil Clark Y con diferente espesor entre la sección central respecto a las secciones externas. Además se le realizaron perforaciones de alivianamiento y para alojar conducto para instalar cableados y otro para circulación de aire de refrigeración en su parte delantera, cerca del borde de ataque. (Fig.14a) La Fig.14b muestra la geometría final del ala

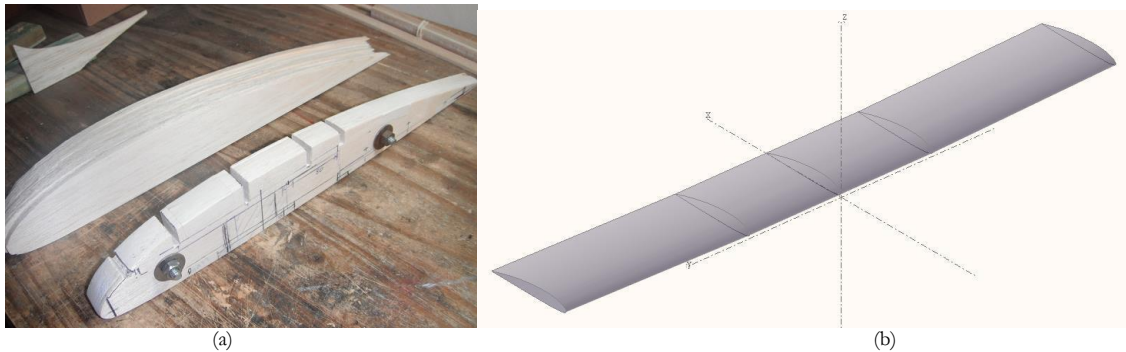


Figura 14: Vista final del ala y de sus perfiles (costillas) en la sección central y en la secciones externas.

#### 4. Construcción del ala

Estando definido los parámetros geométricos, dimensiones y arquitectura, Se procedió a la construcción de los largueros como estructura cerrada de madera balsa con núcleo de poliestireno expandido. Adicionalmente se incorporó nervaduras laterales en la parte inferior de madera de Kiri, y solo en el larguero central se lo reforzó con varillas de fibra de carbono, como se aprecia en las Fig.15 y 16.



Figura 15: Encolado de platabandas de los largueros.

Con los largueros construidos se procedió a ensamblar el ala de forma convencional sobre un tablero de referencia, quedando la estructura costillas – largueros conformando cada sección de ala. (Fig.16).

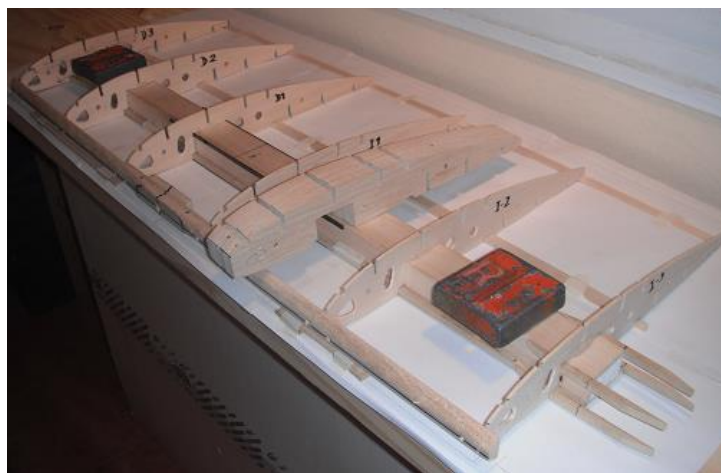


Figura 16: Ensamblado de la sección central.

Posteriormente se procedió a ensamblar las tres secciones de ala con el ángulo de diedro requerido (Fig.17).

En esta instancia la estructura se encuentra en condiciones de recibir las celdas solares en su interior, para luego realizarle el conexionado entre ellas como se indicará mas adelante.

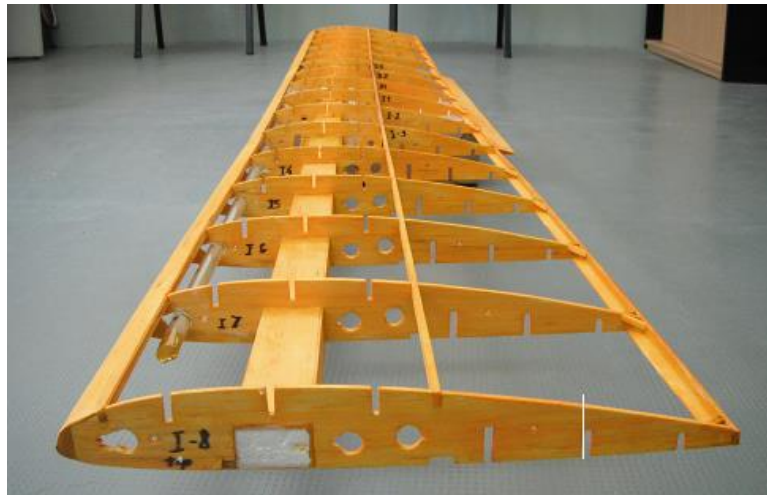


Figura 17: Ensamblado de las tres secciones del ala.

Finalmente se procede a recubrir el ala con un film de Mylar transparente de 0,15 mm de espesor (Fig.18), que si bien no es el óptimo desde el punto de vista para uso en paneles solares, debido a su alto índice de reflexión, se lo prefirió debido a su indeformabilidad (además de su disponibilidad) como para utilizarlo en el recubrimiento alar. Solo se lo adhiere a la periferia de la planta alar en cada sección de ala, sin pegarlo sobre las costillas ni larguerillos, ya que ante la necesidad de reparar o actuar sobre las celdas, el recubrimiento permita levantarse sin problemas y volverlo a aplicar.

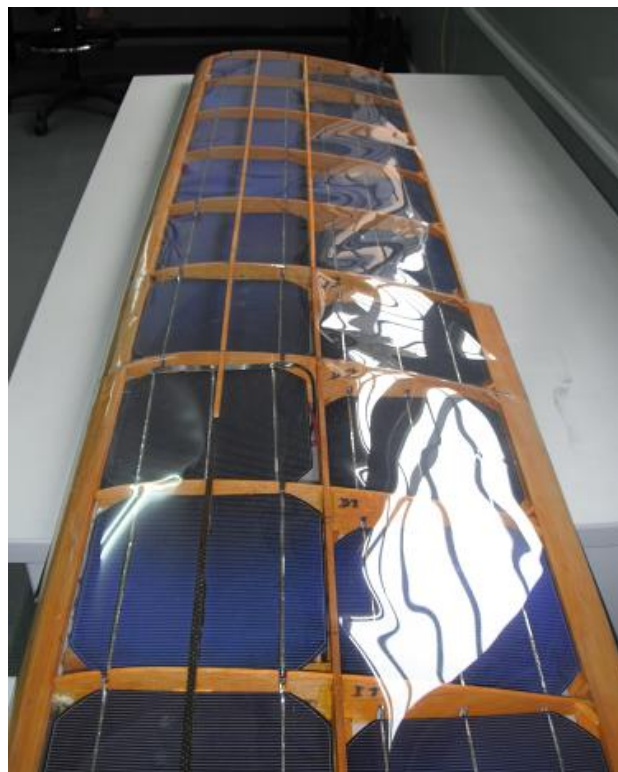


Figura 18: Ala solar entelada con Mylar.

Finalmente se le instalan las superficies de control con sus respectivos servoactuadores para el completamiento final

## 5. Preparación de celdas y armado de panel

Con motivo de instalar las celdas solares dentro del ala y configurar un arreglo de 15x2 para formar el panel fotovoltaico, se requirió, para evitar roturas por golpes o vibraciones, reforzar las celdas con una estructura que evitara los esfuerzos de flexión en las mismas. Se analizó originalmente adherirle por debajo un núcleo de panel de abeja impregnado con un refuerzo de satén de fibra de vidrio de 50gr/m<sup>2</sup> como segunda capa de la estructura sándwich. Esta propuesta si bien era altamente efectiva en lo relacionado a resistencia y peso, era perjudicial para evacuar el calor por la superficie inferior que

quedaría aislada (térmicamente). Por lo que se ideó una estructura de madera balsa tipo bastidor, que genera un momento de inercia importante y evitando cargas flectoras sobre la celda de espesor apenas mayor a 0,2mm.

Cabe aclarar que previo al pegado del bastidor, debía soldarse en la parte inferior las cintas estañadas para conectar las celdas entre si. Puede observarse en Fig.19 la estructura adoptada.

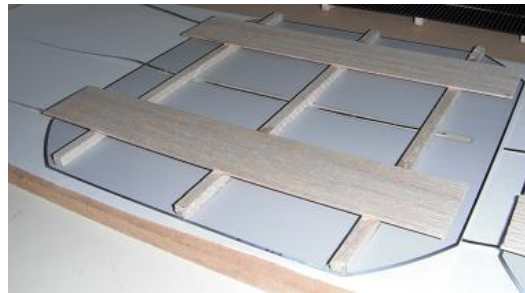


Figura 19: Pegado del bastidor resistente a la celda solar.

Posteriormente ya con las celdas encintadas y con el bastidor adherido, se ensamblaba (Fig.20) en arreglo de 5x1 en un dispositivo que asegurara su dimensión para instalarlo dentro del ala.

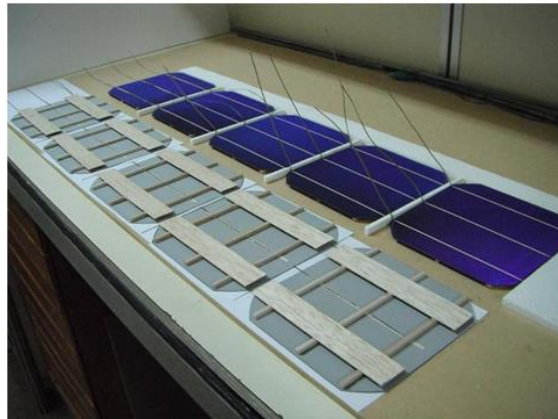


Figura 20: Ensamblado del panel solar.

Luego estos arreglos de 5x1 ya instalados dentro del ala antes de recubrir, son conectados y cableados entre si a fin de disponer del panel solar completo. (Fig.21)

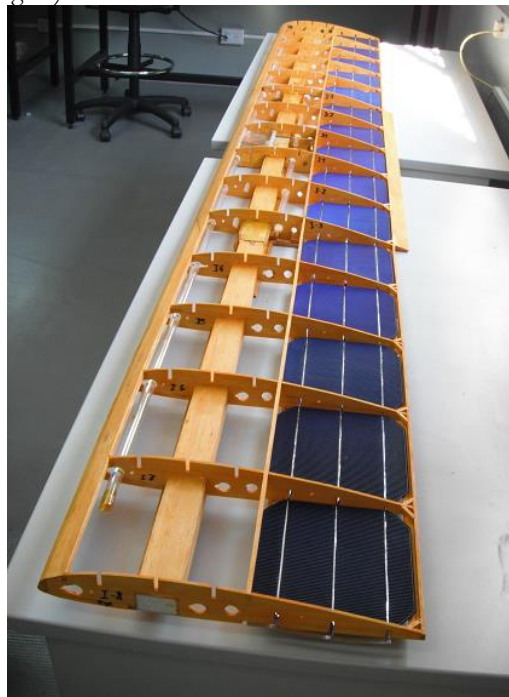


Figura 21: Montaje de las celdas en la estructura.



## 6 Ensayos de ala solar

Para conocer la capacidad de generación de energía del ala diseñada y construida, fue necesario medir la tensión y corriente por ella generada en distintas condiciones de iluminación natural.

### 6.1 Paneles Solares

Los elementos que se utilizan como fuente de alimentación eléctrica a partir de la energía irradiada por el sol, son material semiconductor fotosensible que a partir de la luz que reciben generan energía eléctrica<sup>[9]</sup>. La energía solar disponible que llega a la superficie de la tierra es de unos 1000 W/m<sup>2</sup>, de aquí hay que tener en cuenta que los paneles solares pueden alcanzar un rendimiento de hasta el 28% para celdas de silicio monocristalino, con un costo considerablemente elevado. También pueden encontrarse paneles de menor valor pero a expensas de una reducción del rendimiento.

Entre los parámetros más importantes que caracterizan a los paneles solares se encuentran la corriente de corto circuito  $I_{sc}$ , la tensión de circuito abierto  $V_{oc}$ , la corriente de máxima potencia  $I_{mp}$  y la tensión de máxima potencia  $V_{mp}$ . La potencia teórica u óptima  $P_{opt}$  se calcula según la ecuación siguiente.

$$P_{opt} = I_{sc} \cdot V_{oc} \quad (8)$$

Este valor teórico es solamente intuitivo, ya que debido a cuestiones prácticas las celdas solares poseen un rendimiento menor que uno. Un valor práctico es el de la potencia máxima producida por la celda, la misma genera una  $P_{mp}$  a una tensión  $V_{mp}$  y una corriente  $I_{mp}$ , el cálculo de la misma se realiza a partir de la siguiente ecuación.

$$P_{mp} = I_{mp} \cdot V_{mp} \quad (9)$$

### 6.2 Ensayo de generación de energía del ala

Como ya se indicó en el diseño preliminar del ala, se utilizaron 30 celdas monocristalinas grado B<sup>[13]</sup> (de eficiencia menor a la normal) con un rendimiento aproximado del 15% y del tipo de 6x6 pulgadas<sup>[14]</sup>, lo que lleva a generar una potencia que ronda los 3,5 W por celda y hace un total de 105 W como máximo teórico. La tensión promedio por celda es de 0,5V lo que produce una corriente aproximada de 7A. A este punto de operación en particular se lo conoce como punto de máxima potencia o MPP por sus siglas en ingles "Maximum Power Point"

A partir de lo anteriormente indicado y en función de los ensayos realizados se construyen las curvas características del panel solar de 30 celdas. En la Fig. 22 se observa la curva de la corriente en función de la tensión (en negro) y de la potencia en función de la tensión (en rojo), de uno de los ensayos realizados.

Las condiciones del ensayo fueron realizadas durante febrero de 2013, con un ángulo de incidencia perpendicular al sol (posicionando al ala), temperatura media de 40°C sobre la celda y las 12:00hs del mediodía. Los datos fueron relevados a través de una placa de adquisición donde se tomo lectura de la tensión y la corriente con los cuales fue realizada la gráfica. Para distintos valores de temperatura e irradiación solar se obtienen curvas distintas.

A la salida del panel se ubica un dispositivo electrónico denominado MPPT (seguidor del punto de máxima potencia) que básicamente se trata de una fuente conmutada con una etapa de control (Fig.23), que regula la potencia de salida de la fuente en función de la máxima potencia que puede entregar el panel, y tiene como objetivo que el punto de trabajo este siempre cercano al punto MPP.

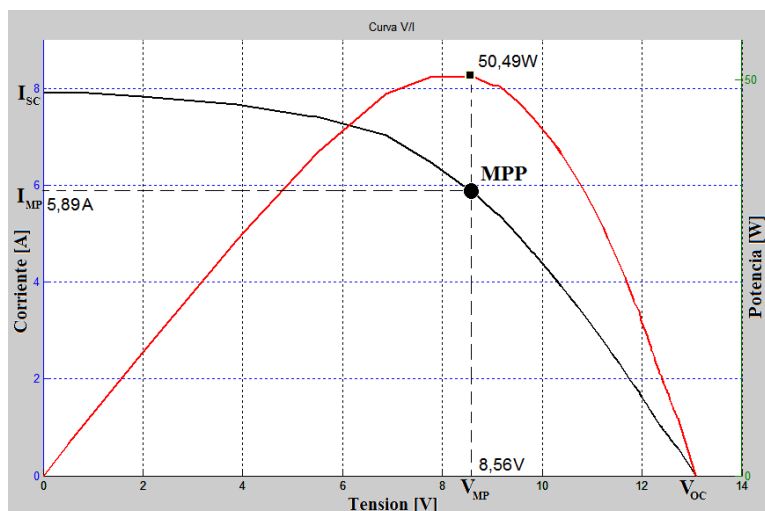


Figura 22: Curvas medidas del ala solar.

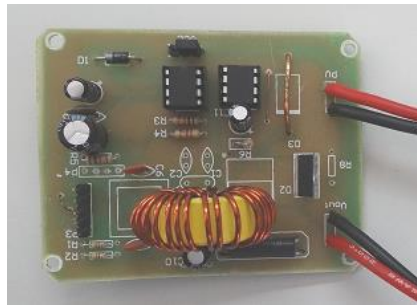


Figura 23: Circuito del MPPT utilizado.

## 7. Conclusiones

De las actividades realizadas y las evaluaciones llevadas a cabo al sistema desarrollado de un ala con celdas solares para UAV, se puede inducir varias conclusiones como:

1. Es factible realizar un ala para un UAV solar, con celdas solares de uso masivo y bajo costo, con las técnicas y recursos disponibles localmente.
2. Por ser un prototipo, no se puede asegurar que este tipo de ala desarrollada pueda cumplir con todos los requisitos exigidos por la autoridad aeronáutica civil, quedando su aplicación en vuelo solo para el campo experimental.
3. Las evaluaciones de banco, indican que es necesario utilizar un MPPT para aprovechar al máximo la energía captada, ya que fuera del punto de máxima potencia la misma cae de manera importante.
4. El rendimiento teórico declarado por los fabricantes de las celdas, no se registra en las mediciones cuando las mismas son incluidas en un panel y adaptadas al ala (aprox. 50W), observandose que el rendimiento del sistema completo cae al 50% a la salida hacia el motor.
5. Tal lo indica la teoría, se observó que la temperatura de funcionamiento es inversamente proporcional a la eficiencia obtenida.
6. Se observa que es aún posible mejorar aspectos que influyen en una mayor eficiencia, utilizando elementos comercialmente disponibles en el mercado internacional, como son las celdas de alta eficiencia (clase A), y recubrimiento transparente de baja índice de reflexión.

## 8. Referencias

- [1] A. Noth, “*Design of Solar Powered Aircraft for Continuous Flight*”, Autonomous Systems Lab, ETH Zurich, Switzerland, September 2008.
- [2] Roland Boucher, “*Project Sunrise, Flight of the Worlds First Solar Powered Aircraft*”, Los Angeles California 1974, en Internet [http://www.projectsunrise.info/First\\_Solar\\_Powered\\_Aircraft.html](http://www.projectsunrise.info/First_Solar_Powered_Aircraft.html)
- [3] Solar Lady, en Internet [http://www.solarnavigator.net/aviation\\_and\\_space\\_travel/solar\\_lady.htm](http://www.solarnavigator.net/aviation_and_space_travel/solar_lady.htm), visitado Jun 2011.
- [4] Solong “*Aviones solares: una inspiración permanente para la arquitectura solar*”, en Internet <http://flyerone09.blogspot.com.ar/2010/07/aviones-solares-una-inspiracion.html>, visitado Dic 2011
- [5] Annabel Rapinett, “*Zephyr; A High Altitude Long Endurance Unmanned Air Vehicle*” Thesis in Master in Phisics, Department of Physics University of Surrey, April 2009
- [6] M. Bhatt, “*Solar Unmanned Aerial Vehicle, High Altitude Long Endurance Applications (HALE)*,” Department of Mechanical and Aerospace Engineering, San Jose State University, USA, May 2012
- [7] Solar Impulse, “*Around the World in a Solar Plane*”, en Internet [www.solarimpulse.com](http://www.solarimpulse.com), visitado dic 2012.
- [8] O. Elaskar, “*Análisis y evaluación experimental de la capacidad propulsiva de sistemas Brushless –LiPo - Solar, aplicables a UAVs en régimen bajo subsónico*” PIDDEF 043-11, Min.Defensa, Argentina, 2011.
- [9] T.Markvart, L.Castañer, “*Principles of Solar Cell Operation*”, Ed. Elsevier Ltd. 2005,
- [10] D. Raymer, “*Aircraft Design, A Conceptual Approach*”, AIAA, Educational Series, Washington 1992.
- [11] XFLR 5, en Internet [www.xflr5.com](http://www.xflr5.com), visitado Noviembre de 2012.
- [12] C.Rimoldi, E.Fernandez, “*Caracterización de la Madera de Kiri para uso Aeronáutico*”, Dep. Aeronáutica, UNLP, 2do. Congreso Argentino de Ing. Aeronáutica, Córdoba, 2010.
- [13] Celdas Solares 6x6, “*Everbrigh Solar Inc*”, en Internet. <http://www.everbrightsolar.net/36-6x6-monocrystalline-solar-cells3666.html>, visitado Nov.2011.