

# Capítulo 9

## *Integración del Sistema en un Avión de Aeromodelismo*

### En este capítulo:

Sobre el UAV .....	245
Ensamblaje del sistema en el interior del UAV .....	247
Compartimento de telemetría .....	251
Conexión antena telemetría .....	251
Compartimento de Video .....	252
Conexión antena vídeo .....	254
Conexión antena de GPS .....	256
Ensamblaje en el exterior del UAV .....	257
Simulación de la estructura en X-Plane .....	260
Bibliografía .....	262

### Sobre el UAV

La aeronave que se utiliza es un avión de aeromodelismo de ala alta fabricado en madera de balsa y forrado con una capa de fibra de vidrio. Dispone de un motor de combustible de 1bhp a 15000 r.p.m. con un empuje de entre 4 a 5 libras (unos 2Kg) aproximadamente dependiendo de la helice que se monte. Incorpora un tanque de combustible de 400ml que le proporciona una autonomía de aproximadamente 40 minutos. En la Figura 2 se muestran las dimensiones físicas.



Figura 1 – Aeronave utilizada en este proyecto.

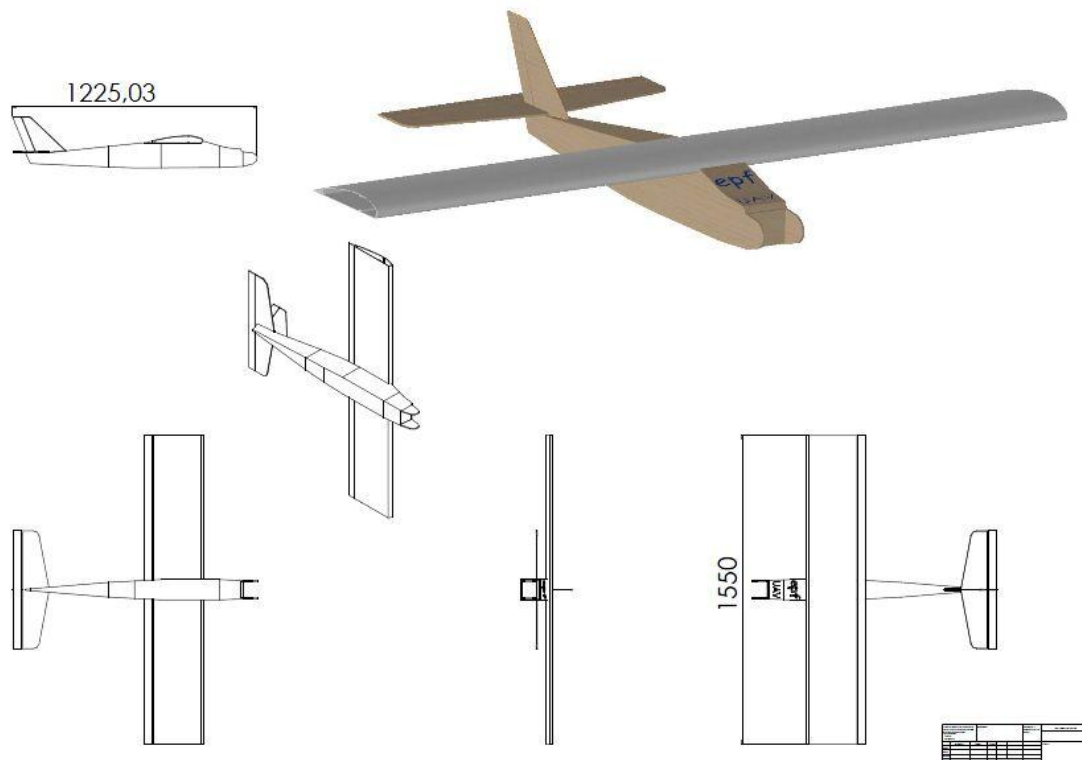


Figura 2 – Dimensiones físicas de las aeronaves.

La velocidad máxima de vuelo es de unos 90km/h. La masa del Fuselaje es de 1.71kg con medio tanque de combustible y del ala de 1.09kg que en total suma 2.8kg. El perfil del ala es un Göttingen 398. La cuerda es de 29cm lo que nos da un número de Reynolds de 191913 a 10m/s y 379783 a 25m/s para una viscosidad (*kinematic viscosity*) del aire a 20°C de  $1.5111 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$  y a nivel del mar.

Haciendo una simulación del perfil con un  $\text{Re}_N=200000$  obtenemos los coeficientes de sustentación y de resistencia que aparecen en la Figura 3 para distintos ángulos de ataque.

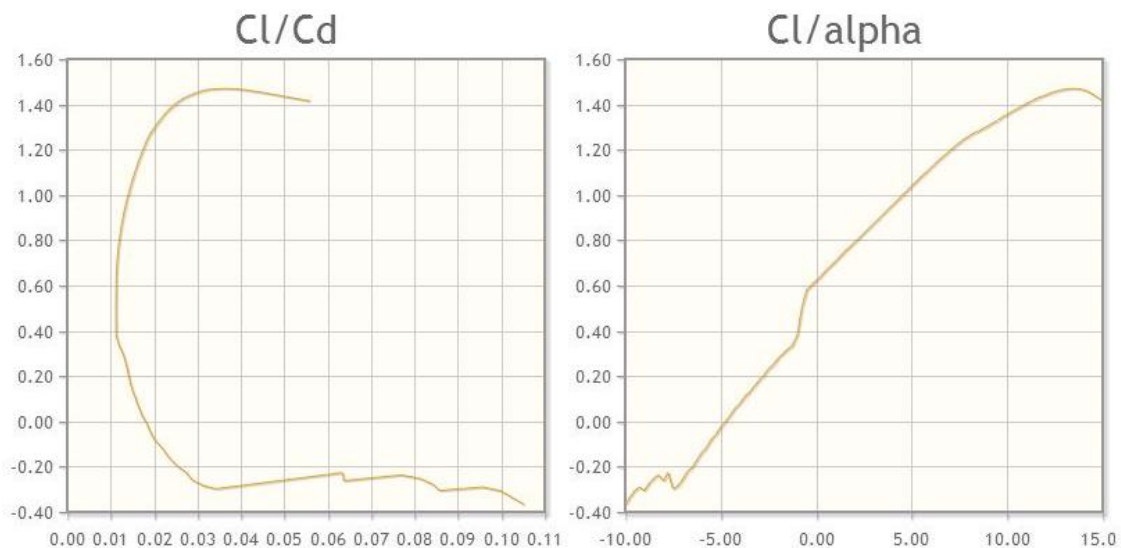


Figura 3 – Coeficientes de sustentación y de resistencia.

Esto nos permite calcular la velocidad y el ángulo de ataque que necesitamos para sustentar una carga determinada. Por ejemplo, suponiendo que el avión pese 3kg con el tanque de combustible lleno, y que en el despegue alcanza una velocidad de 10m/s se obtiene.

La presión dinámica:

$$Q = \frac{1}{2} \rho V^2 = 61.25 \text{ N/m}^2$$

La sustentación ha de ser igual al peso:

$$QSC_l = 61.25 * 0.29 * 1.55 * C_l = 3 * 9.81$$

De donde se obtiene que:

$$C_l = 1.069$$

Que se obtiene con un ángulo de ataque de  $5.25^\circ$ .

También podemos estimar la capacidad máxima de maniobra que se puede obtener a nivel del mar con condiciones estandar y a una velocidad de 90km/h.

La sustentación máxima se obtiene para un ángulo de ataque de  $13.5^\circ$ :

$$\frac{1}{2} \rho V^2 SC_{lmax} = 252.897 \text{ N}$$

El peso de la aeronave:

$$P = 3 * 9.81 = 29.43 \text{ N}$$

De forma que la sustentación disponible para maniobrar es de 223.47 N. Con esto conseguimos una aceleración normal de:

$$a_n = \frac{\text{Fuerza Normal}}{\text{Masa del avión}} = 74.49 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \approx 7.5 \text{ g}$$

### Ensamblaje del sistema en el interior del UAV

Se dispone de una sección interior rectangular de 8x29cm para colocar los distintos subsistemas que componen el proyecto, más los servomotores para el control de las superficies de control de vuelo. En la Figura 4 se muestra una imagen donde se observa el espacio libre disponible.



Figura 4 – Espacio disponible dentro de la aeronave.

La sección rectangular está dividido por un bloque de madera maciza que proporciona rigidez al tren de aterrizaje en aproximadamente la mitad. Esto divide la sección en dos partes.

Inicialmente se diseñó una estructura en forma de estanterías de tres pisos para colocar en la parte frontal de la sección interior. En la sección trasera, van los servos y encima una estantería para colocar el subsistema de telemetría. En la Figura 5 se muestran los distintos compartimientos y su distribución.

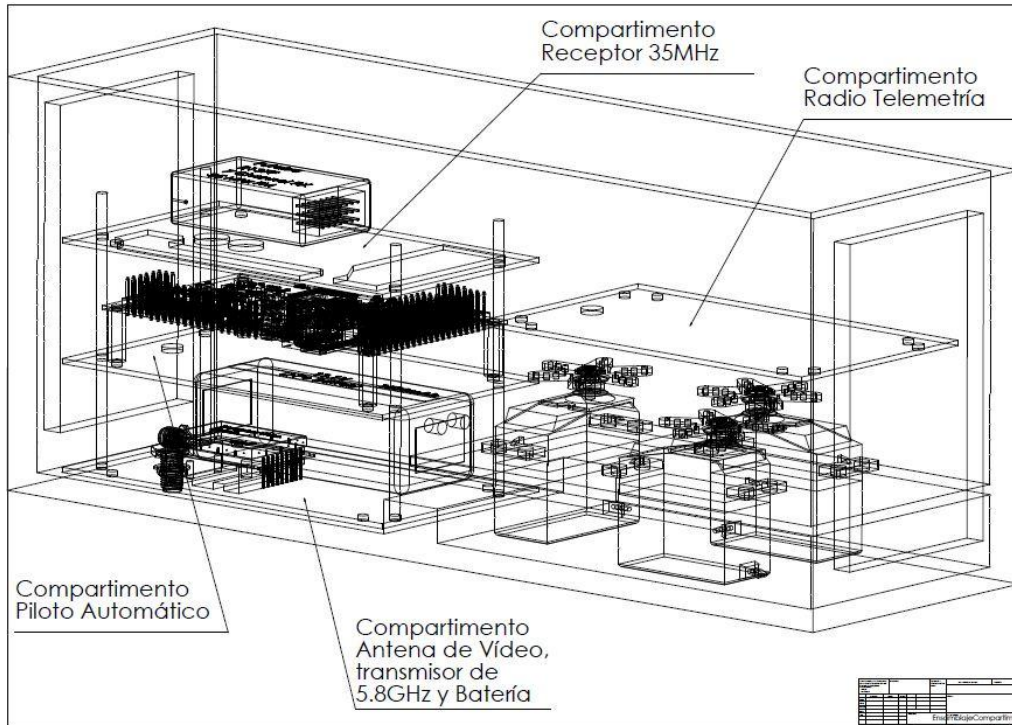


Figura 5 – Distintos compartimientos de la sección interior.

El material utilizado para los compartimientos se fabrica en FR4 por tres motivos:

1. El sustrato está formado por fibra de vidrio que se trata de un material muy rígido y de bajo peso.
2. Se puede utilizar el mecanizado tradicional para PCB para fabricar los compartimientos.
3. Permite que el propio compartimento sea un circuito electrónico.

En la sección frontal, se encuentran tres compartimientos. En el compartimento inferior se coloca el transmisor de vídeo con su disipador y la electrónica necesaria, una batería de LiPo de 3 celdas en serie para alimentar toda la electrónica de abordo y el conector de antena. El conector de antena de video se fija al compartimento y no a la madera exterior, para dar rigidez ya que la pared externa es una fina capa de madera de balsa. En el compartimento intermedio se fija la PCB de control. Y en el compartimento superior se coloca el receptor del control manual. También se abren los espacios necesarios para acceder a los distintos recursos de la PCB de control.

Para evitar que las tuercas se suelten durante el vuelo se fijan con un adhesivo medio especial para los tornillos (*Thread Lock Adhesive*).

Todos los compartimientos tienen las mismas dimensiones 68x120mm. La plantilla usada para los compartimientos se muestra en la Figura 6. En la Figura 7 se muestra las dimensiones y los cortes del compartimento superior. Estos cortes internos permiten acceder a los conectores de la PCB de control. La Figura 8 muestra el aspecto de los compartimientos en la fase de diseño en el CAD y en la Figura 9 se puede ver cómo van colocados los compartimientos dentro de la aeronave.

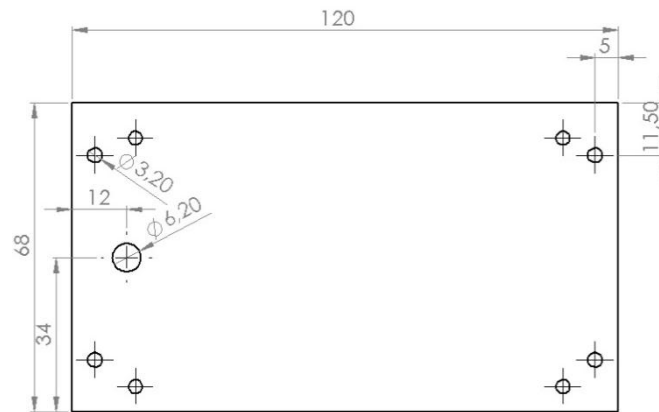


Figura 6 – Dimensiones físicas de la PCB de los compartimentos y colocación de los ejes.

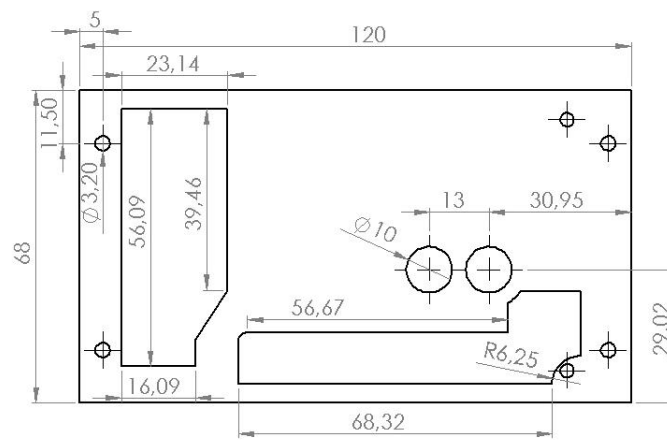


Figura 7 – Compartimento superior con secciones abiertas que permiten la conexión de los cables con la PCB de control.

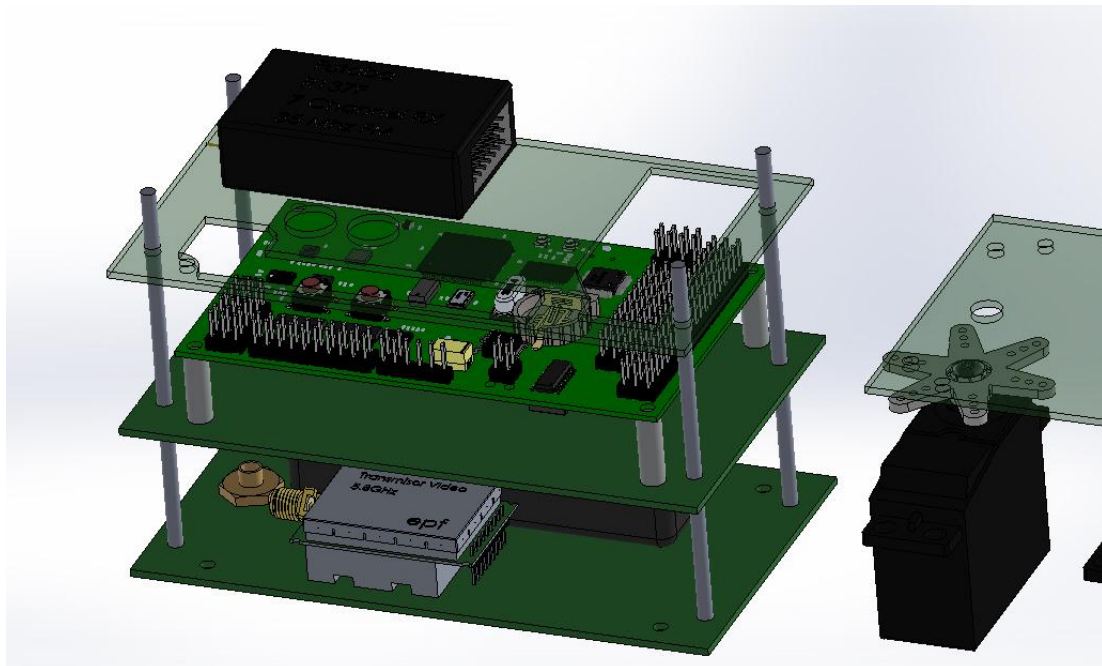
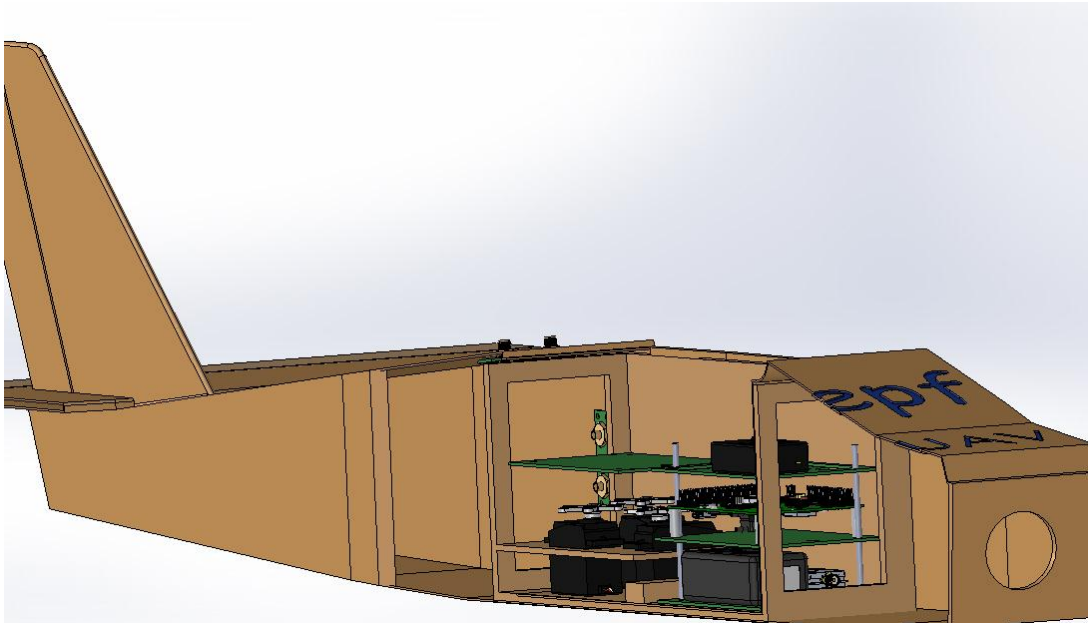


Figura 8 – Vista 3D de los compartimentos.





**Figura 9** – Vista de cómo va colocado dentro de la aeronave.

En la Figura 10 se puede ver el montaje final con todos los componentes que forman la electrónica de abordo.

Un inconveniente que se encontró a la hora del ensamblaje en la aeronave real, fue que la mayor parte de las conexiones estaban centralizadas en la PCB del Piloto Automático. Esto dificultó enormemente la inserción del montaje dentro de la aeronave, hasta el punto de ser prácticamente imposible. Esto es debido al reducido espacio que se disponía y que en la fase de diseño no se tuvo en cuenta las varillas metálicas de control que atraviesan el espacio destinado para la colocación de la electrónica. Estas varillas conectan los servos al control del carburador del motor y al tren de aterrizaje frontal para el control de la dirección de la aeronave en tierra.



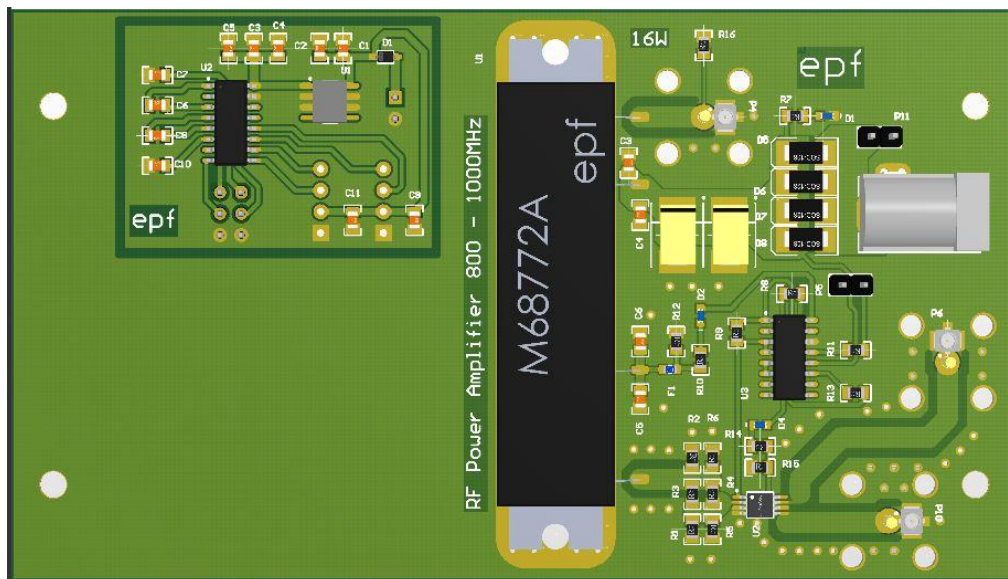
**Figura 10** – Vista del montaje real con los distintos subsistemas.

El segundo inconveniente de este modelo, fue que no se encontraron ejes roscados de nylon, por lo que se probó con tornillos roscados de hierro dulce. Estos ejes distorsionan enormemente las líneas de campo magnético y hace imposible la calibración con esta

configuración. Hay cuatro ejes y dentro se encuentra el sensor magnético. Este inconveniente se resuelve con ejes de nylon. La solución a estos dos inconvenientes fue colocar la placa del piloto automático en un compartimento exterior a la aeronave como se muestra más adelante en el apartado “Ensamblaje en el exterior del UAV”.

### Compartimento de telemetría

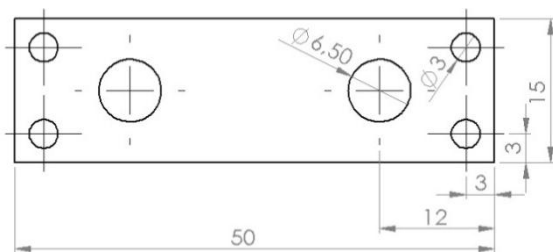
Se ha aprovechado el espacio disponible en el compartimento de telemetría para incluir en la propia PCB un amplificador de potencia de 16W a 900 MHz y dos interfaces de RS-232 a TTL para conectar el transceptor de telemetría. En la Figura 10 se puede ver una la PCB real.



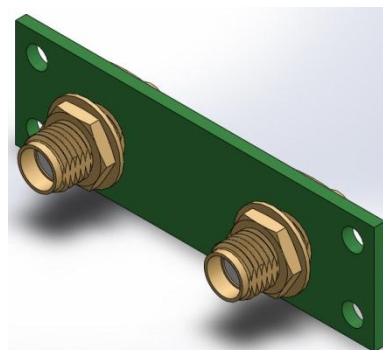
**Figura 11** – Compartimento de telemetría. Conversor TTL a niveles RS232 + Amplificador de potencia para la banda de 900 MHz.

### Conexión antena telemetría

Para evitar que el conector de las antenas de telemetría se fije directamente en la madera, se ha diseñado una PCB para dar soporte para los conectores. Esto da rigidez a la conexión de las antenas y evita que se rompa la madera a altas velocidades.



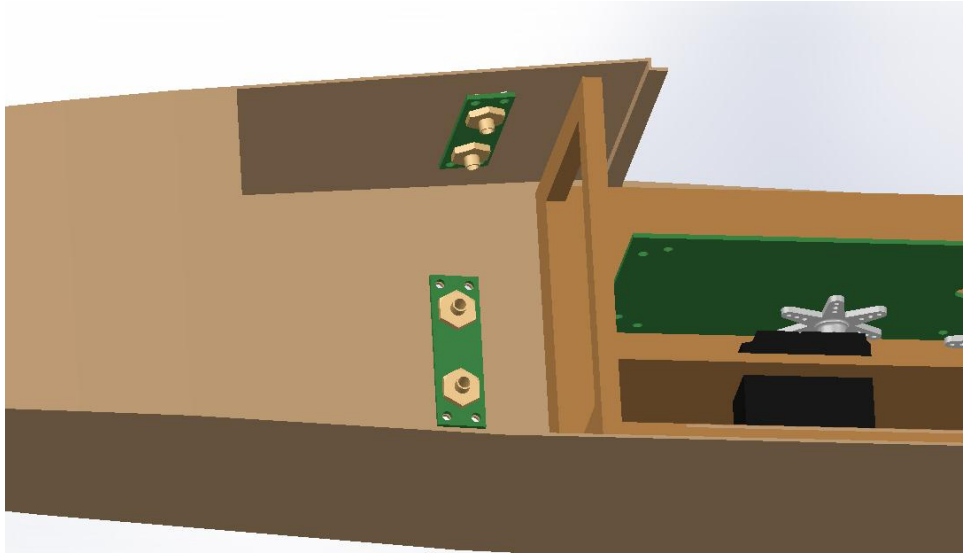
**Figura 12** – Dimensiones de la PCB para los conectores de las antenas de telemetría.



**Figura 13** – PCB utilizada de soporte para los conectores de las antenas de telemetría.

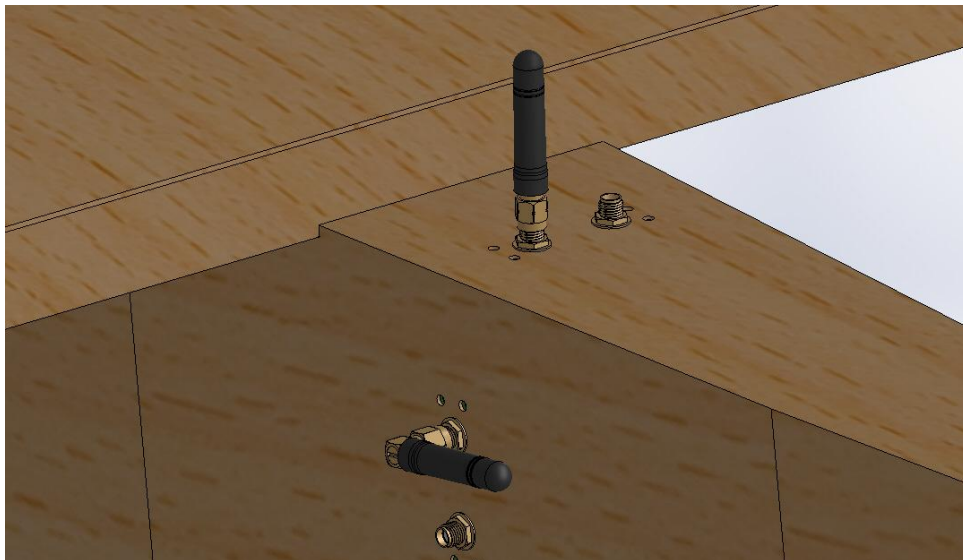
En las Figura 14 y Figura 15 se pueden ver una vista interior y exterior de la colocación de los conectores para las antenas de telemetría. En la configuración de la aeronave, el tubo de escape del motor se encuentra en el lado derecho. Para evitar que se deterioren las antenas y

los conectores debido al combustible que expulsa el tubo de escape, las antenas se colocan en la zona superior e izquierda del avión.



**Figura 14** – Vista interior de la colocación de los conectores para las antenas de telemetría.

Las antenas de tipo monopolo con diagramas de radiación omnidireccional en el plano horizontal se colocaran verticales para obtener la máxima cobertura a larga distancia.



**Figura 15** – Vista exterior de la colocación de los conectores para las antenas de telemetría.

### Compartimento de Video

Se ha aprovechado la PCB del compartimento de vídeo para incluir la electrónica necesaria para alimentar y controlar el transmisor de vídeo como se muestra en la Figura 16.

Las Figura 17 y Figura 18 muestran una vista real de cómo va colocado el compartimento de vídeo y batería en la planta baja de las estanterías.



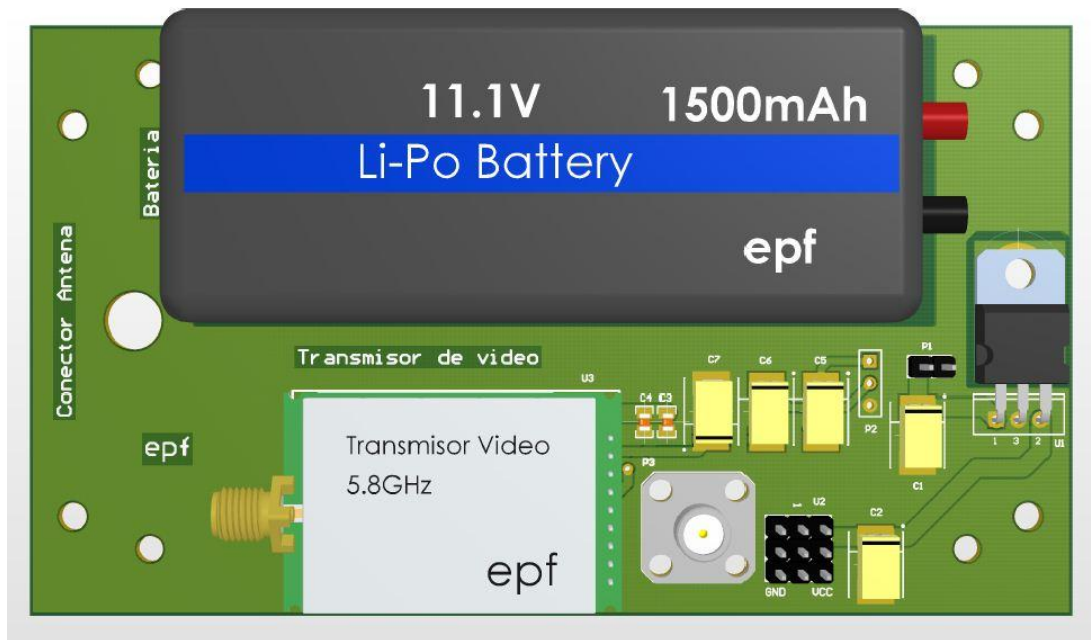


Figura 16 – Compartimento de vídeo y batería.



Figura 17 – Vista real del compartimento de video y batería. Colocación del transmisor de video.

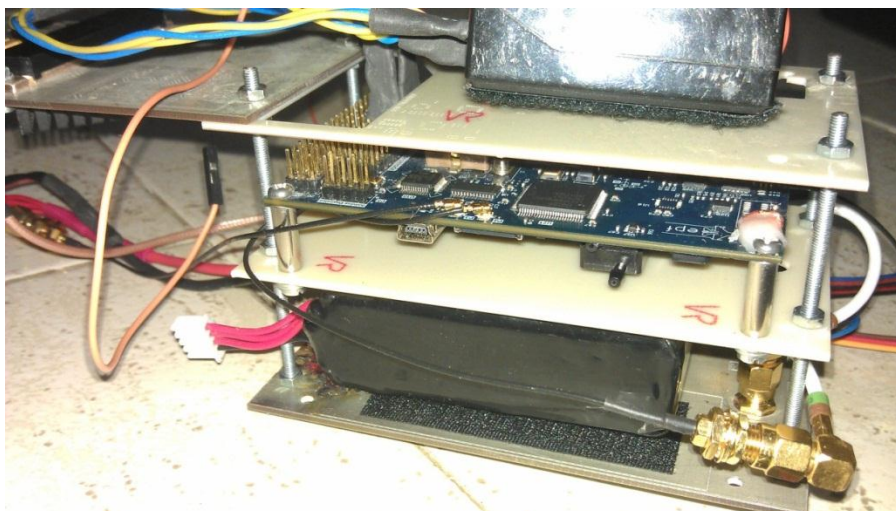
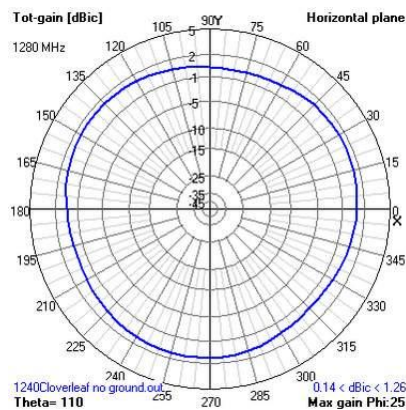


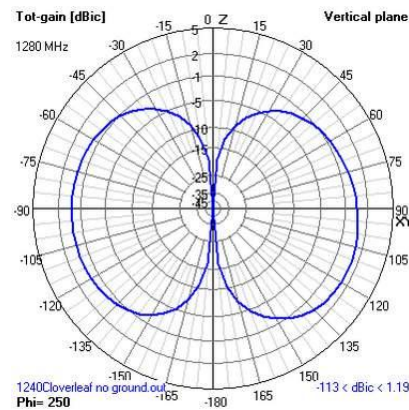
Figura 18 – Vista real del compartimento de vídeo y batería. Colocación de la batería.

## Conexión antena vídeo

La antena elegida para la transmisión del video a 5.8GHz es una antena de tipo *Cloverleaf*. Se trata de una antena ligera y con poca resistencia al viento. A continuación se muestran los diagramas de radiación en el plano horizontal y vertical.

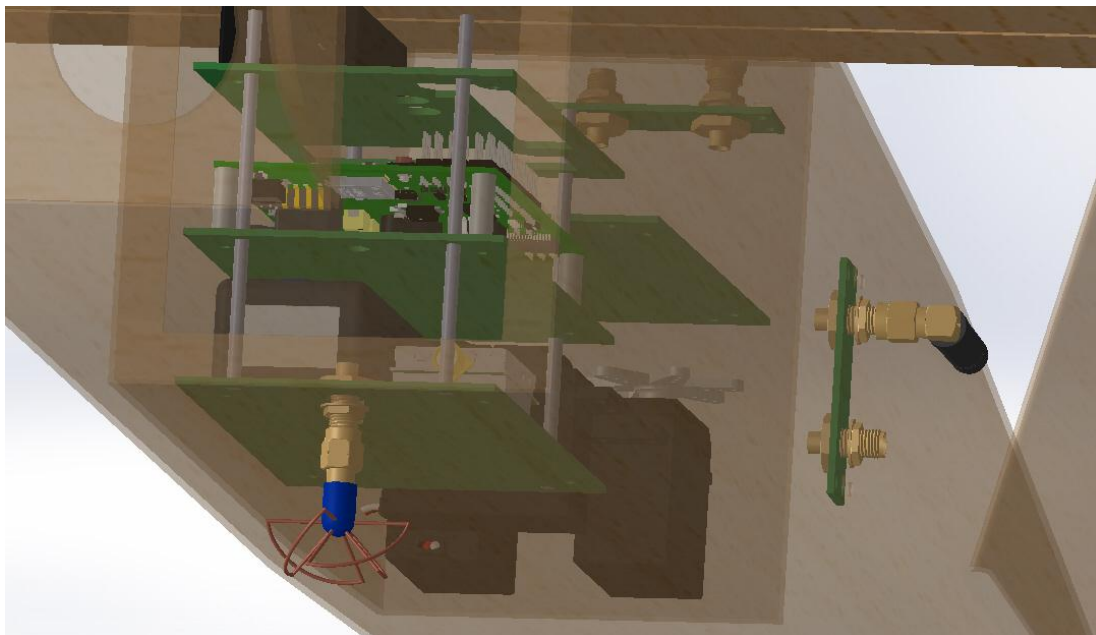


**Figura 19** – Diagrama de radiación de la antena Cloverleaf en el plano horizontal.



**Figura 20** – Diagrama de radiación de la antena Cloverleaf en el plano vertical.

La antena se conecta en la parte baja del avión como se muestra en las siguientes imágenes para lograr un mayor alcance. El conector de antena sale del compartimento de vídeo y batería, y se aprovecha la zona inferior del compartimento para generar un plano de masa para la antena.



**Figura 21** – Colocación de la antena de vídeo en la aeronave.

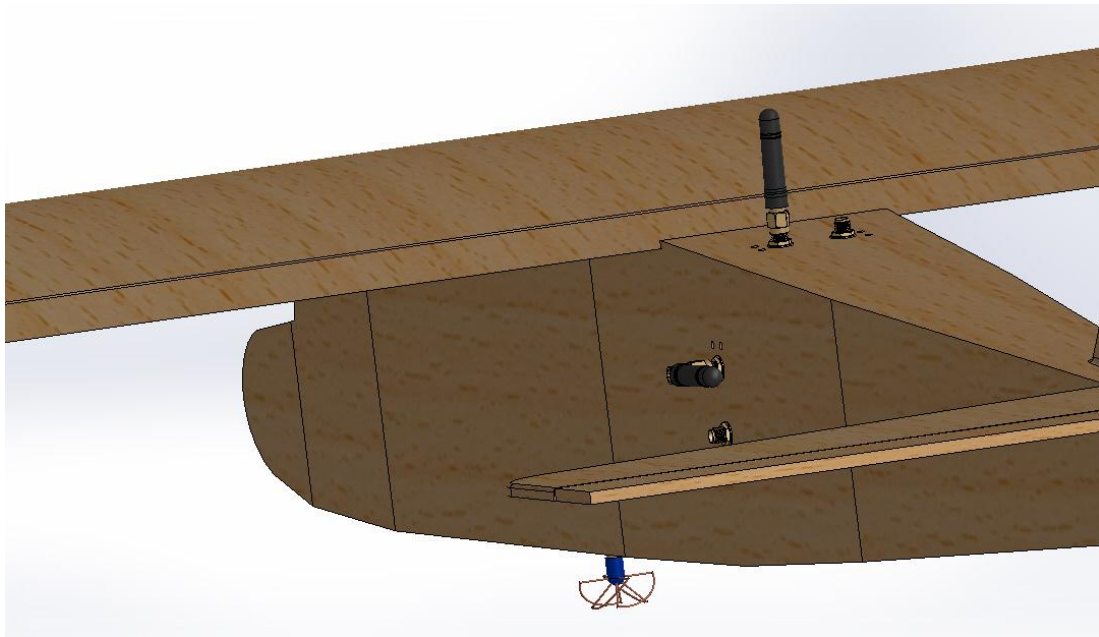


Figura 22 – Vista trasera de la conexión de la antena de vídeo en la aeronave.

### Antena para la recepción de vídeo

Para la recepción del vídeo, el Dr. Eugenio Jiménez Yguacel diseñó una antena para la banda de 5.8GHz. Se trata de un array de parches rectangulares alimentados por líneas *microstrip*.

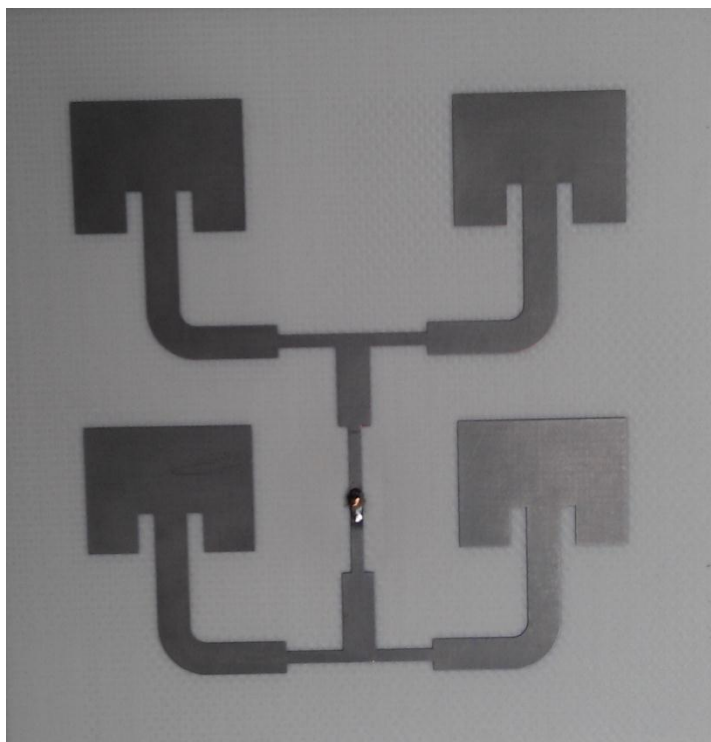


Figura 23 – Array de parches para recepción de vídeo en la banda de 5.8GHz.

El sustrato utilizado fue un Roger4003. Para conseguir una buena adaptación se realizó el siguiente procedimiento.

1. Diseño de un parche resonante para la banda.

2. La línea *microstrip* que conecta con el parche se inserta dentro de este para conseguir reducir la parte real de la impedancia de entrada del parche. Modificando el ancho (impedancia característica) y el largo de la línea *microstrip* se consigue que en su extremo se vea una impedancia puramente real  $Z_1$ .
3. De forma simétrica se realiza el mismo procedimiento con el parche que se encuentra al lado. Con un tramo de línea *microstrip* de impedancia característica igual a  $Z_1$  se conecta en paralelo con la línea proveniente del parche que se encuentra al lado. Este paralelo hace que la impedancia vista sea  $Z_1/2$ .
4. En forma de T, se conecta un transformado de  $\lambda/4$  de impedancia característica  $Z_0 = \sqrt{Z_1/2 * 100}$  para transformar la impedancia  $Z_1/2$  a  $100\Omega$ .
5. Con un tramo de línea de impedancia característica de  $100\Omega$  se conecta con la línea que proviene de los otros dos parches. En la unión de las dos líneas se ve  $50\Omega$  y es donde se coloca el conector SMA.

En la Figura 24 se muestra las medidas del SWR tomadas en la banda de 5.8GHz. Como se puede ver la adaptación en 5840MHz supera los 39dB de pérdidas de retorno (SWR = 1.022).

Agilent Technologies: N9912A, SN: US48310138

Wed, 26 Sep 2012 9:36:51 AM

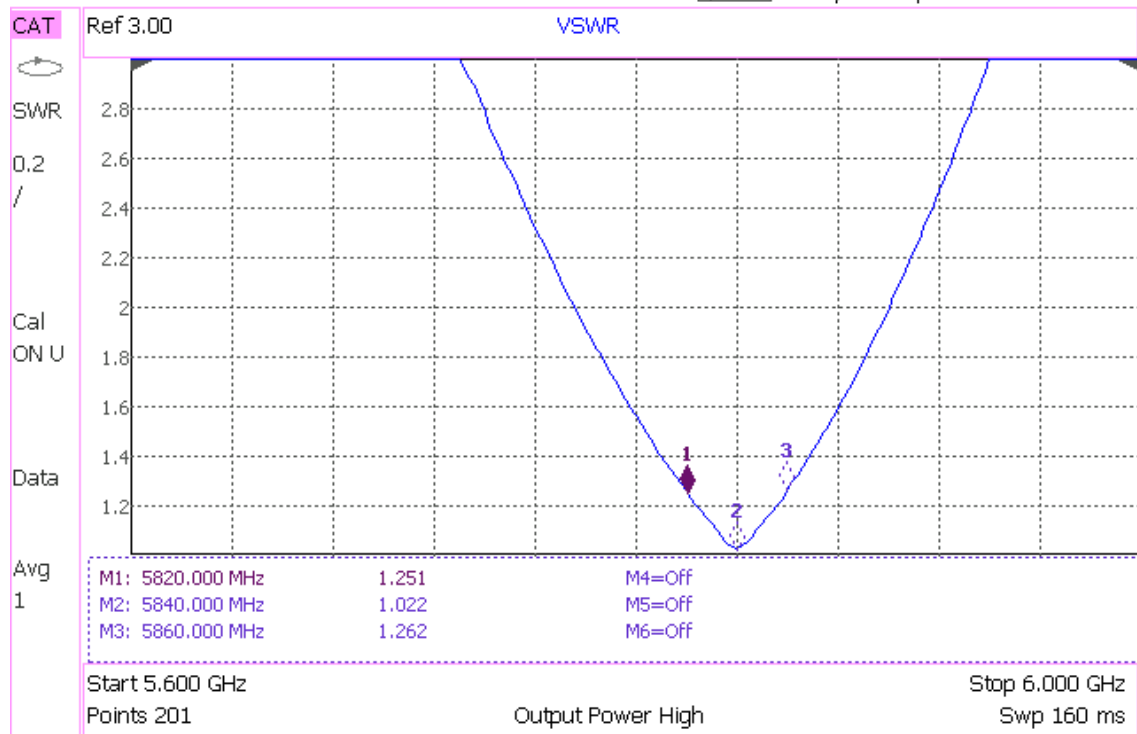


Figura 24 – Medida de la adaptación (SWR) del array de parches.

## Conexión antena de GPS

La antena de GPS se coloca en la parte alta del fuselaje (Figura 25) para conseguir la máxima recepción de los satélites. La antena elegida, es una antena activa que requiere una alimentación de 5V. Está compuesta por una antena de parche y un LNA de unos 28dB de ganancia.



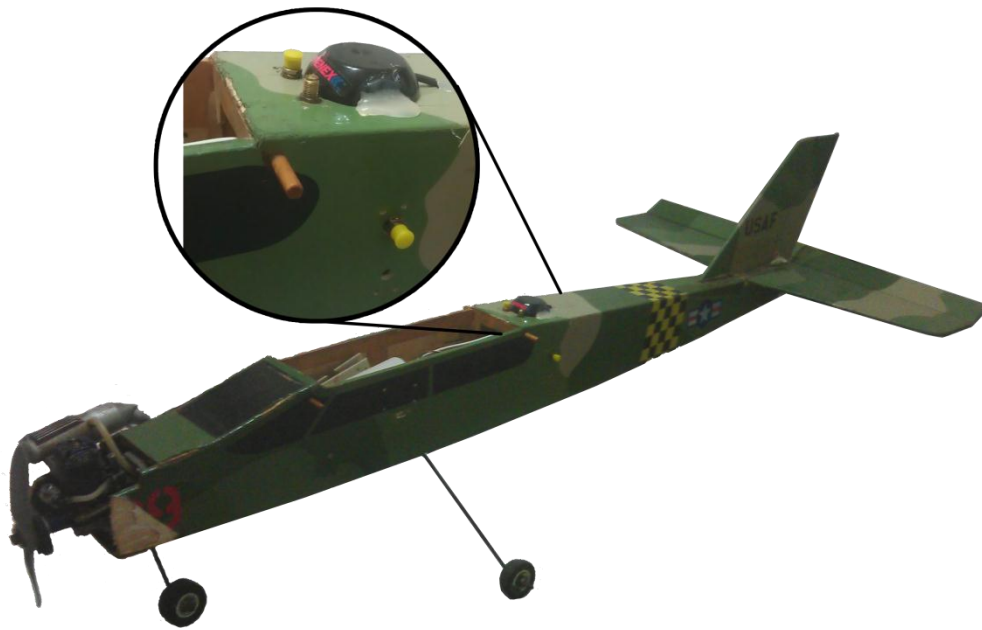


Figura 25 – Conexión de la antena de GPS.

### Ensamblaje en el exterior del UAV

Debido a los problemas de espacio en el interior de la aeronave, y los problemas con la distorsión del campo magnético que introducen las varillas metálicas, se decidió colocar la placa de control que incorpora los sensores magnéticos en el exterior de la aeronave.

En la Figura 26 se muestra el aspecto de los compartimentos diseñados para colocar la electrónica. Se aprovechó que se iba a colocar un compartimento externo, para generar mayor sustentación y compensar el peso extra añadido.

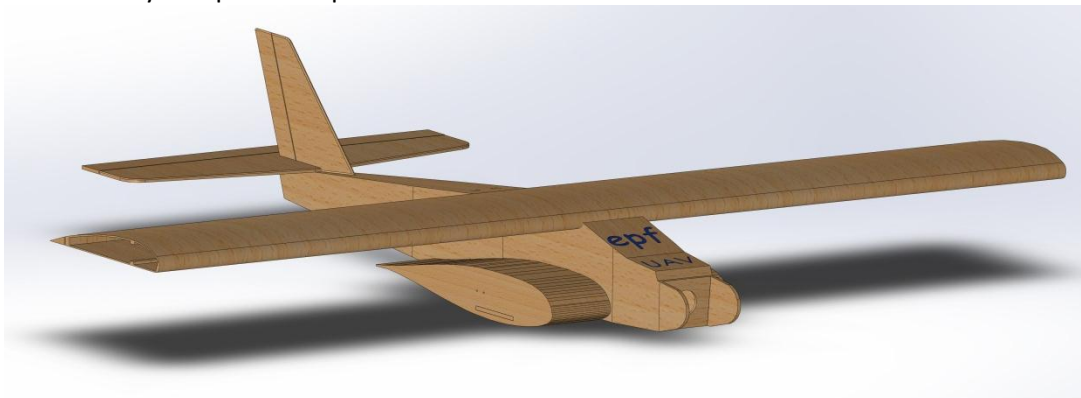


Figura 26 – Diseño del compartimento externo en el CAD.

El perfil (*Airfoil*) utilizado para el compartimento externo es el NACA 63<sub>2</sub>-215 MOD B como se muestra en la Figura 27. La serie de 6 dígitos enfatiza la maximización del flujo laminar. Esto se traduce en una reducción de la resistencia frente al viento mientras genera sustentación. Dentro de la serie de 6 dígitos, se eligió este perfil ya que es lo suficientemente ancho como para poder almacenar la electrónica del proyecto y otros subsistemas. El perfil presenta un coeficiente de resistencia por debajo de  $C_D = 0.02$  para ángulos de ataque en el rango de  $7.5^\circ$  a  $-7.5^\circ$  y un coeficiente de sustentación de  $C_L = 0.2$  para un ángulo de ataque de  $0^\circ$ . En la Figura 28 se muestra gráficamente el valor de ambos coeficientes para distintos ángulos de ataque.

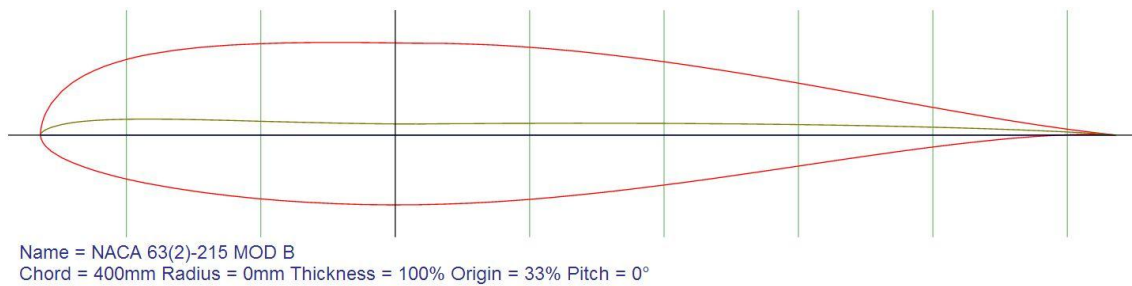


Figura 27 – Airfoil NACA 63(2)-215 MODB.

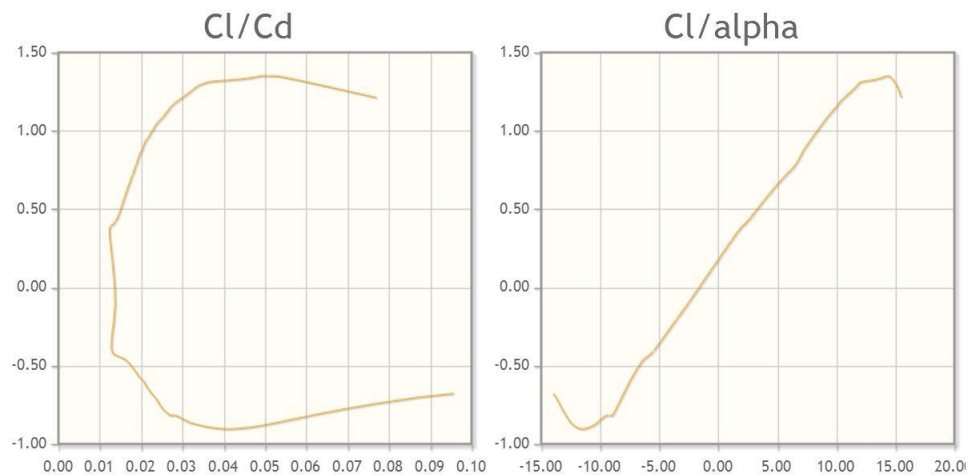


Figura 28 – Coeficientes para el NACA 63(2)-215 MODB.

El proceso de fabricación comienza diseñando la estructura en el SolidWorks. Luego, con madera de balsa se crea el molde y finalmente se recubre con fibra de vidrio para darle rigidez. Debido a la complejidad de las curvas, se decidió cortar la madera con una cortadora láser como se muestra en la Figura 29. Con esto se consigue una buena precisión en la pieza que sirve de base para fabricar el recubrimiento exterior. Éste se fabrica a partir de 4 secciones de madera de balsa de 1mm de espesor y para conservar la forma y darle rigidez se le aplican dos capas de fibra de vidrio (tejido SILIONNE de 4oz). Esta es una solución de bajo coste que permite darle rigidez a la estructura y conservar su forma sin añadir mucho peso. Una solución mejor sería fabricar la pieza íntegramente en fibra de carbono o de kevlar a partir de un molde en fibra de vidrio, pero esta solución es mucho más costosa y el proceso de fabricación es más largo para fabricar la primera pieza. En las Figura 30 y Figura 31 se muestra el proceso de fabricación del compartimento y en la Figura 32 se muestra la estructura final montada en la aeronave.



Figura 29 – Corte del perfil NACA 63(2)-215 MODB con la cortadora LASER.



**Figura 30** – Fase de fabricación del recubrimiento exterior. Dos capas de tejido SILIONNE de 4oz.



**Figura 31** – Fabricación de la base que va sujeta a la aeronave.



**Figura 32** – Montaje final.

## Simulación de la estructura en X-Plane

Para estudiar el comportamiento aerodinámico de la estructura con el avión, se utilizó el X-Plane. Éste incluye modelos matemáticos de dinámicas de vuelo subsónicas y supersónicas, permitiendo a los usuarios predecir las características de vuelo de las aeronaves más lentas o más rápidas. Gracias a esto se ha partido del diseño del avión de RC que viene con el simulador y se ha modificado para que tenga las mismas dimensiones que el avión real. También se ha añadido el compartimento exterior con las mismas dimensiones (Figura 33) y se ha estudiado la posición óptima para mantener la estabilidad horizontal (Figura 34). En las Figura 35 y Figura 36 se muestran las líneas de flujo de aire con la estructura a media y baja velocidad.



Figura 33 – Modelo creado en Plane Maker para hacer la simulación aerodinámica en el simulador de vuelo X-Plane.



Figura 34 – Estudio de la estabilidad horizontal con la estructura añadida. Aquí se busca la colocación óptima de la estructura para hacer que la aeronave estable en el plano longitudinal y que tenga buena respuesta a baja velocidad.



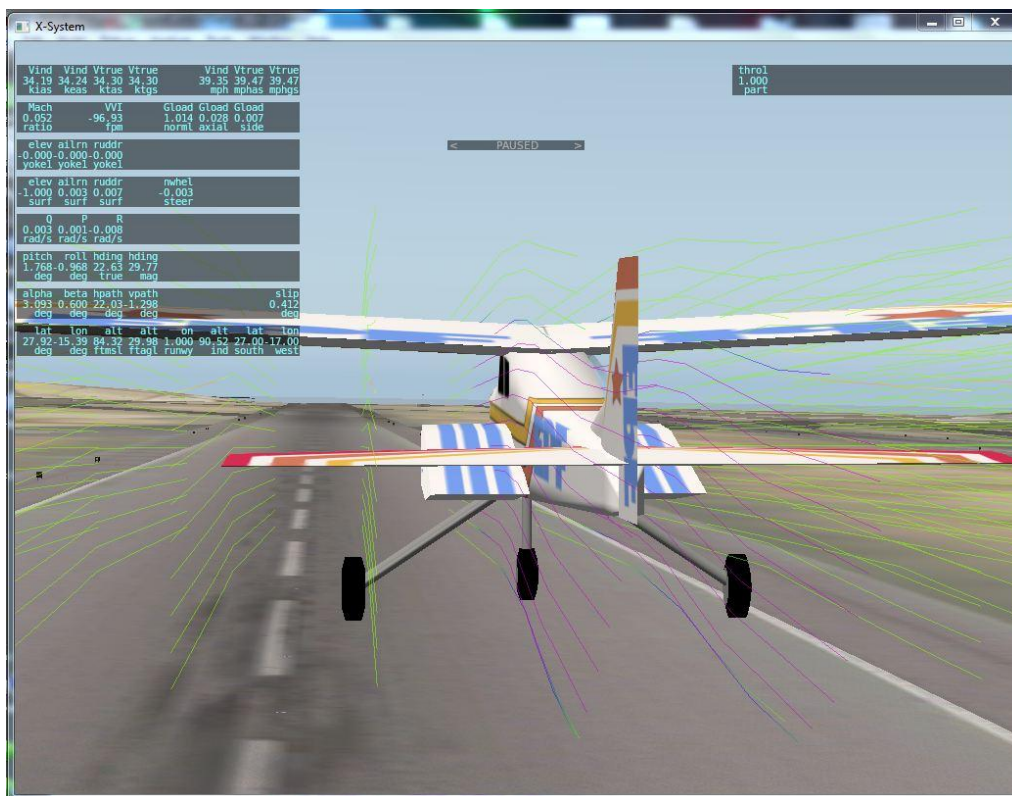


Figura 35 – Estudio de las líneas de flujo de aire en la estructura a velocidad media.



Figura 36 – Estudio de las líneas de flujo de aire en la estructura a baja velocidad

## **Bibliografía**

---

[1] <http://airfoiltools.com/>