

4 ESTRUCTURA Y TÉCNICAS DE FABRICACIÓN Y MONTAJE

En el siguiente capítulo se va a realizar un estudio de la estructura del UAV, así como una descripción de las técnicas de fabricación y montaje que serán empleadas en la construcción del mismo. En el estudio estructural se llevará a cabo una estimación de los pesos de todos los elementos que componen el UAV, así como la determinación de la posición del centro de gravedad, algo fundamental para la estabilidad de la aeronave. Para ello, es necesario haber realizado una discusión sobre los materiales a emplear y un estudio de la necesidad de refuerzos (cuadernas, escuadras, costillas, rigidizadores, etc.) en las zonas críticas de la aeronave.

El modelo de Catia permite determinar la masa de cada componente a partir de la geometría de los mismos y su densidad. La localización de los refuerzos se fijará atendiendo a dos criterios importantes: la necesidad de reforzar las zonas más débiles de la estructura y la ubicación del centro de gravedad dentro de las imposiciones de estabilidad. Se realizarán cálculos acerca de los esfuerzos que sufren algunos componentes importantes, como son los rigidizadores del ala o la cuaderna que refuerza el pylon. Se emplearán técnicas sencillas de cálculo, suponiendo modelos estructurales muy simples de barras empotradas sometidas a un tipo de carga específica. Para un mayor refinamiento de los cálculos, sería necesario realizar un modelo completo de la estructura del UAV y de las cargas a las que está sometido con algún programa de elementos finitos.

En el proceso de diseño estructural de cualquier aeronave es imprescindible detallar el diagrama de la envolvente de vuelo (V-n), en el que se representan los límites estructurales de la aeronave a través de un gráfico en el que se compara el factor de carga (n) con la velocidad (V) en diferentes condiciones de vuelo. Las mayores cargas que afectan a la aeronave se producen en maniobras como virajes, en vuelo con presencia de ráfagas, o en vuelos con altas aceleraciones como caída en picado. Todas estas situaciones críticas serán estudiadas con detalle en dicho diagrama y otros que aparecerán dentro de este capítulo.

4.1 Estructura

La estructura se debe diseñar conforme a dos requisitos fundamentales: que sea lo más ligera posible (para poder ser lanzado a mano) compatibilizado con que sea lo suficientemente resistente como para soportar las cargas a las que estará sometido. Cabe destacar que los esfuerzos a los que estará sometida la estructura no serán muy elevados debido a que las cargas aerodinámicas e inerciales que se producen no son altas. Esto se debe a que las actuaciones requeridas en la misión de la aeronave no son muy exigentes: bajas velocidades de vuelo, bajos factores de carga, etc.

Los materiales que mejor satisfacen ese compromiso entre resistencia y peso son los materiales compuestos. Este tipo de material se ha impuesto en la actualidad en la industria aeronáutica debido a sus altas prestaciones. Este material es fácilmente adaptable a las necesidades estructurales en el sentido de que se pueden colocar las sucesivas capas de fibra en la dirección deseada para que las propiedades en esa dirección sean las requeridas.

Además, se emplearán otros materiales bastante comunes en este tipo de aeronaves para otros elementos estructurales como puede ser la madera de contrachapado y la espuma de poliestireno. A continuación, se realizará una descripción de la estructura de los componentes básicos de la estructura del UAV.

4.1.1 Fuselaje

El fuselaje consiste en una estructura monocasco reforzada con una serie de cuadernas colocadas en las zonas de la misma donde los esfuerzos van a ser elevados. Se trata de un casco delgado de fibra de vidrio de espesor de 1 mm, con cuadernas de contrachapado de madera de abedul finlandés.

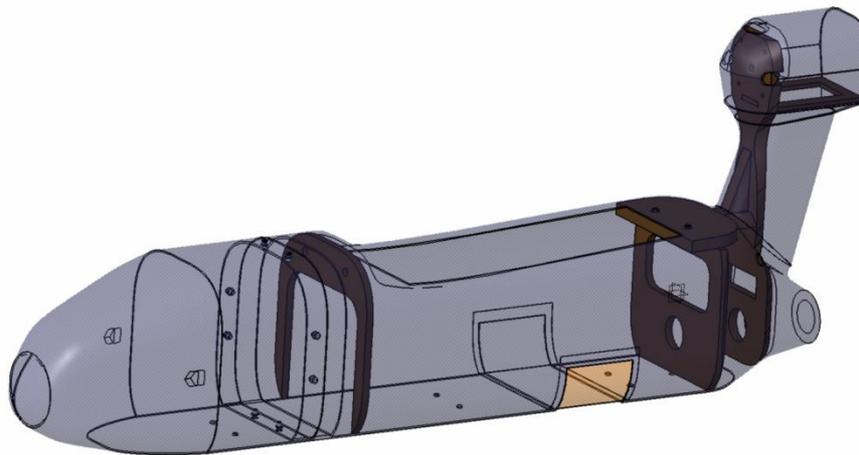


Figura 58: Estructura del fuselaje

Es importante destacar aquí la decisión acerca del tipo de fibra empleada para el fuselaje, habiéndose barajado dos opciones fundamentales: fibra de carbono y fibra de vidrio. La fibra de carbono presenta varias ventajas frente a la fibra de vidrio como son su mayor resistencia y rigidez y su menor peso. En cambio, la alta fragilidad de la fibra de carbono hace que sea desaconsejable en este tipo de estructura que estará sometida a impactos en el aterrizaje, de ahí que se optara por fabricar el fuselaje con fibra de vidrio, a costa de un mayor peso. Además, la fibra de vidrio es más fácilmente reparable ante posibles desperfectos y más barata que la de carbono.

Como se puede apreciar en la Figura 58, las cuadernas están colocadas en zonas donde la estructura necesita un refuerzo. Todas estas cuadernas se obtendrán de madera de contrachapado finlandés y tienen un espesor de 5 mm, excepto la que se extiende a lo largo de

todo el pylon que es de 6 mm de espesor. La cuaderna más adelantada tiene la función de reforzar la zona donde se acoplará el borde de ataque del ala y servirá además para conectar los tetones de la misma. La cuaderna intermedia tiene la función principal de soportar los esfuerzos ejercidos por el tubo de cola y repartirlos a través de toda la piel del fuselaje. Finalmente, la cuaderna final tiene la misión de rigidizar el pylon transmitiendo los esfuerzos ejercidos por el empuje del motor y también repartir esfuerzos del tubo de cola. En la Figura 59 se aprecia como el tubo de cola se mantiene unido al fuselaje por estas dos cuadernas y la última sección del fuselaje en la que se añaden capas de fibra adicionales para reforzarlo:

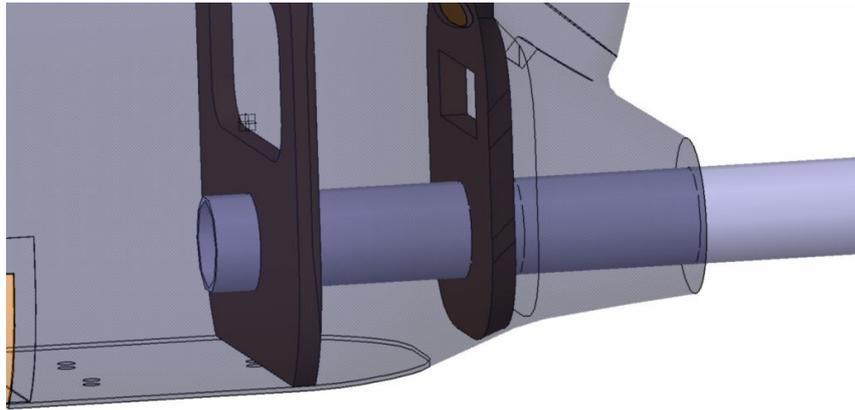


Figura 59: Fijación del tubo de cola al fuselaje

Además de estas cuadernas, se tienen otros refuerzos como en el borde de salida del ala (donde irá atornillada la misma) o en la bodega donde se coloca el motor. Además, se añade una pequeña escuadra entre la cuaderna del pylon y el refuerzo del borde de salida para ayudar a soportar el momento de flexión producido por el empuje del motor.

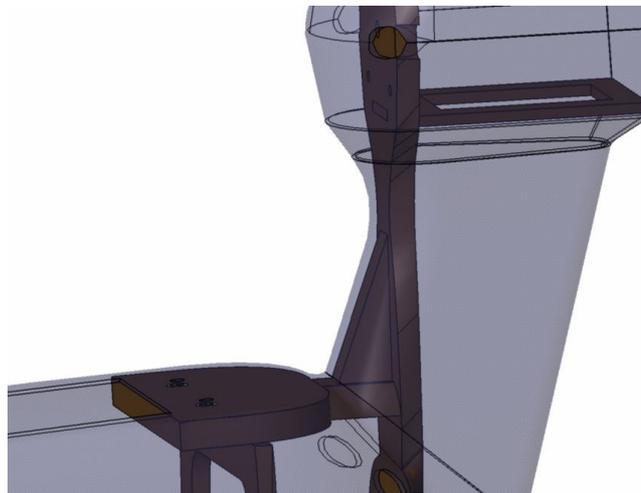


Figura 60: Detalle del refuerzo del borde de salida y de la escuadra de la cuaderna del pylon

4.1.2 Ala

El ala se construirá en espuma de poliestireno expandido de baja densidad (16 kg/m^3) recubierta en fibra de carbono. Mientras que la espuma resiste bien los esfuerzos de compresión, no se comporta tan bien frente a esfuerzos de tensión y de flexión, es por ello que

se suelen recubrir de fibra para resistir estos esfuerzos. El gramaje de la piel del ala es de 300 g/m^2 , considerándose suficiente debido a que en esta ocasión se usará fibra de carbono en lugar de fibra de vidrio. Además, debido a la gran envergadura del ala y los elevados esfuerzos de flexión que se pueden producir, se incluirán dos rigidizadores de 10 mm de diámetro de fibra de carbono en el interior de la espuma.

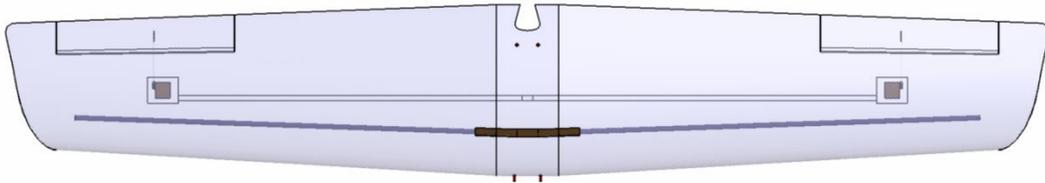


Figura 61: Estructura interna del ala

En la parte central del ala se tiene un refuerzo (marrón) a los que se conectan ambos rigidizadores y a través del cual se transmiten los esfuerzos de flexión. También se aprecia en la Figura 61 los huecos donde van alojados los servos y los cables de los mismos.

4.1.3 Cola

La cola estará compuesta por tres elementos bien diferenciados: una base inferior en la que se encastra el tubo de cola, el estabilizador vertical y el estabilizador horizontal. Los tres elementos tienen la misma estructura que la del ala: núcleo interno de espuma de poliestireno expandido de baja densidad recubierto con fibra de carbono de gramaje 300 g/m^2 . Además, como se puede apreciar en la Figura 62, se añaden también pequeños rigidizadores tanto al estabilizador horizontal como el vertical, ambos de 5 mm de diámetro.

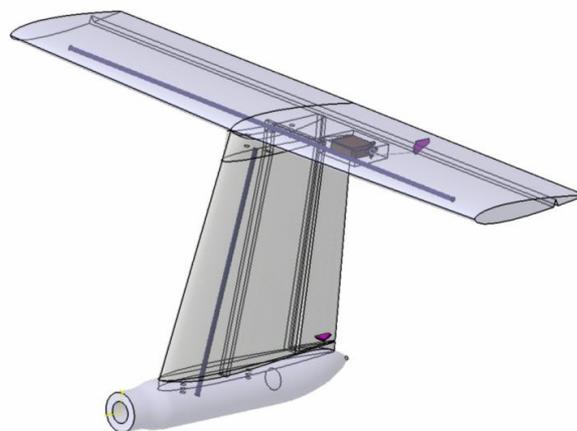


Figura 62: Estructura interna de la cola

4.1.4 Protección inferior

Como ya se ha comentado anteriormente, se va a colocar una protección en la base del fuselaje que absorba los golpes en el aterrizaje. Puesto que se debe habilitar un hueco para la lente de la cámara, esta protección se dividirá en dos piezas que van atornilladas a la piel del fuselaje. Cada una de estas protecciones estará compuesta por un núcleo de espuma de poliestireno expandido y recubierto esta vez con una fina capa de fibra de kevlar (espesor de 0.5 mm), que es más resistente a los impactos que la fibra de carbono. La unión atornillada de estas protecciones permite el recambio de las mismas en caso de deterioro tras realizar varios aterrizajes.

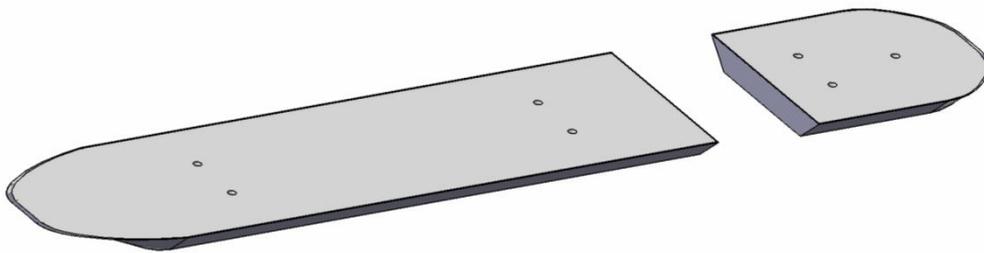


Figura 63: Piezas de la protección inferior que van atornilladas a la base del fuselaje

4.1.5 Tubo de cola

El tubo de cola es un tubo de fibra de carbono de 22 mm de diámetro exterior y 20 mm de diámetro interior, con una longitud de 80 cm.

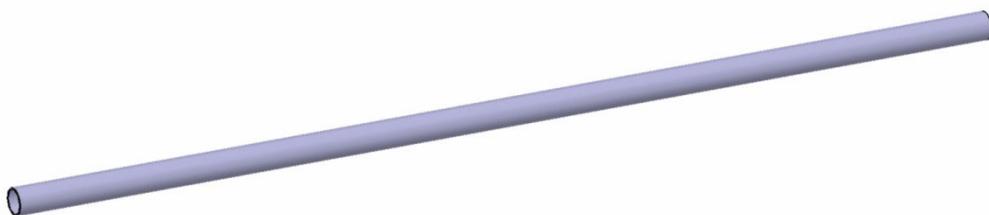


Figura 64: Tubo de cola de fibra de carbono

4.2 Componentes y pesos

Una vez detallados los componentes que forman la estructura de la aeronave y sus materiales, además de los equipos de aviónica que alberga el fuselaje, es posible realizar una estimación del peso total de la aeronave. La estimación del peso de los componentes se realiza según el modelo de Catia con la densidad del material asignado, lo que supone que puedan existir errores. Además, existen componentes como el cableado de la aviónica, tornillería, cintas de

nylon de las articulaciones, sujeciones de los equipos a la bodega de carga, etc, cuyos pesos son complicados de estimar y se contabilizan como un porcentaje extra sobre el total.

A continuación se muestra una tabla con los materiales empleados en el UAV y su densidad para poder calcular posteriormente la masa de cada elemento:

Material	Fibra de vidrio / resina epoxy	Fibra de carbono / resina epoxy	Fibra de kevlar / resina epoxy	Contrachapado de abedul finlandés	Poliestireno expandido de baja densidad
Densidad (kg/m³)	1900	1550	1400	680	16

Tabla 12: Materiales empleados en la fabricación del UAV

Se desglosará cada parte de la aeronave y posteriormente se detallará el peso de los componentes que lo forman:

Fuselaje

Elemento	Peso (g)	Elemento	Peso (g)
Piel	565.41	Costilla (pylon)	33.67
Metacrilato	3.636	Taco (borde salida)	24.5
Costilla (ala)	14.385	Base motor	3.705
Costilla (tubo)	24.242	Escuadra (pylon)	2.04

Tabla 13: Pesos de los componentes del fuselaje

A continuación se realiza un compendio total y se aplica un porcentaje de error del 5% como ya se ha explicado anteriormente:

$$\Sigma m_{comp} = 671.588 \text{ g} \quad \Rightarrow \quad m_{fus} = \Sigma m_{comp} + 0.05 \Sigma m_{comp} = 705.17 \text{ g} \quad (27)$$

Ala

Elemento	Peso (g)
Piel	370.82

Núcleo de espuma	223.41
Rigidizadores (2)	2*103.48
Refuerzo central	94.013

Tabla 14: Pesos de los componentes de la cola

Procediendo de la misma forma:

$$\Sigma m_{comp} = 895.20 \text{ g} \quad \Rightarrow \quad m_{ala} = \Sigma m_{comp} + 0.05 \Sigma m_{comp} = 939.96 \text{ g} \quad (28)$$

Protección inferior

Elemento	Peso (g)
Piel	28.182
Núcleo de espuma	5.377

Tabla 15: Pesos de los componentes de la protección inferior

Procediendo de la misma forma:

$$\Sigma m_{comp} = 33.56 \text{ g} \quad \Rightarrow \quad m_{proteccion} = \Sigma m_{comp} + 0.05 \Sigma m_{comp} = 35.24 \text{ g} \quad (29)$$

Tubo de cola

$$m_{comp} = 81.807 \text{ g} \quad \Rightarrow \quad m_{tubo} = m_{comp} + 0.05 m_{comp} = 85.90 \text{ g} \quad (30)$$

Cola

Elemento	Peso (g)
Piel	109.801
Núcleo de espuma	40.785
Rigidizador (est. vertical)	7.609
Rigidizador (est. horizontal)	16.434

Tabla 16: Pesos de los componentes de la cola

En el caso de la cola se va a aplicar un porcentaje de error del 7%, superior al del resto de la estructura, ya que es un componente crítico para el cálculo de la posición del centro de gravedad. Si se sobreestima su peso, se está del lado de la seguridad (el centro de gravedad resultaría más retrasado de lo que realmente está) en el cálculo del margen estático, para que se mantenga dentro de los órdenes de magnitud establecidos:

$$\Sigma m_{comp} = 174.629 \text{ g} \quad \Rightarrow \quad m_{cola} = \Sigma m_{comp} + 0.07 \Sigma m_{comp} = 186.85 \text{ g} \quad (31)$$

Motor + hélice

Elemento	Peso (g)
Motor	181
Hélice	37.6

Tabla 17: Pesos del motor y de la hélice

El porcentaje aplicado ahora es del 10% debido al cableado y elementos de unión del motor a la costilla:

$$\Sigma m_{comp} = 218.6 \text{ g} \quad \Rightarrow \quad m_{motor/helice} = \Sigma m_{comp} + 0.1 \Sigma m_{comp} = 240.46 \text{ g} \quad (32)$$

Baterías

Elemento	Peso (g)
Batería motor	1128
Batería hélice	60

Tabla 18: Pesos de las baterías

Procediendo de forma análoga, con un porcentaje de error ahora del 5% para el cableado de conexión, se tiene:

$$\Sigma m_{comp} = 1188 \text{ g} \quad \Rightarrow \quad m_{baterias} = \Sigma m_{comp} + 0.05 \Sigma m_{comp} = 1247.4 \text{ g} \quad (33)$$

Aviónica

Elemento	Peso (g)
Cámara (carga de pago)	500

Autopiloto	30
ESC	40
Receptor RC	10
Servos (4)	4*20

Tabla 19: Pesos de los equipos de aviónica

Si se considera ahora un error de porcentaje del 5% debido al cableado y fijaciones, se tiene la siguiente estimación:

$$\Sigma m_{comp} = 660 \text{ g} \quad \Rightarrow \quad m_{avionica} = \Sigma m_{comp} + 0.05 \Sigma m_{comp} = 693 \text{ g} \quad (34)$$

Total

Si se suman las estimaciones de las masas de todos los elementos se obtiene un peso de:

$$m = \Sigma m_{elementos} = 4133.97 \text{ g} \quad (35)$$

con la distribución de Figura 65:

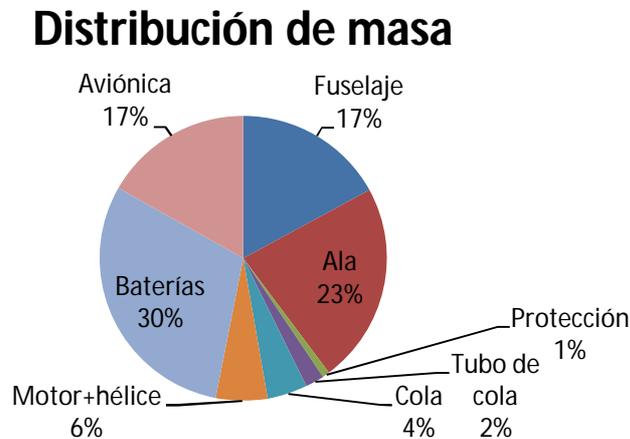


Figura 65: Distribución de la masa en el UAV

Este valor representa una estimación del peso inicial al despegue de la aeronave, que se mantiene constante durante todo el vuelo. No obstante, como se detallará en el apartado de actuaciones, el UAV será diseñado con un peso máximo al despegue de 4200 g (MTOW=4.2kg). Esto quiere decir que se pueden añadir hasta 66 g de carga de pago adicional a la ya existente, quedando una carga de pago máxima de 566 g, dentro de los límites requeridos.

4.3 Posición del centro de gravedad

En el siguiente apartado se va a determinar la posición longitudinal y vertical del centro de gravedad. Como se detallará en el apartado de estabilidad, la posición longitudinal del centro de gravedad es esencial para asegurar la estabilidad estática en cabeceo de la aeronave, mientras que la posición vertical afecta a la estabilidad estática lateral – direccional. Para calcular la posición del centro de gravedad se procederá mediante la técnica habitual de sumar los productos de las masas de cada elemento por el brazo respecto a un punto de referencia, dividido por la masa total. Si se toma como referencia longitudinal el morro de la aeronave, y como referencia para distancias verticales el plano de referencia horizontal, se tendrá:

$$x_{cg} = \frac{\sum m_{elemento} x_{cg_{elemento}}}{\sum m_{elemento}} = 364.5 \text{ mm}$$

$$z_{cg} = \frac{\sum m_{elemento} z_{cg_{elemento}}}{\sum m_{elemento}} = 32.1 \text{ mm}$$
(36)

La posición del centro de gravedad se debe modificar en función de las necesidades de estabilidad para asegurar un margen estático adecuado. Una vez construida la aeronave, los únicos elementos que se pueden mover para así colocar el centro de gravedad en la localización que convenga son los equipos de aviónica y baterías que alberga el fuselaje en su interior. Tras la determinación del punto neutro de la aeronave, que no depende del centro de gravedad, los equipos y baterías se reordenan en el interior de la bodega para que la localización del centro de gravedad sea la que la estabilidad longitudinal demande.

Puesto que se tiene una configuración “pusher”, el motor está colocado en la parte trasera del fuselaje, lo que retrasa bastante el centro de gravedad, reduciendo así la estabilidad longitudinal. Para compensar este peso, las baterías del motor y de la aviónica, que constituyen elementos muy pesados, se colocan en la parte delantera del fuselaje, como se aprecia en la Figura 66.

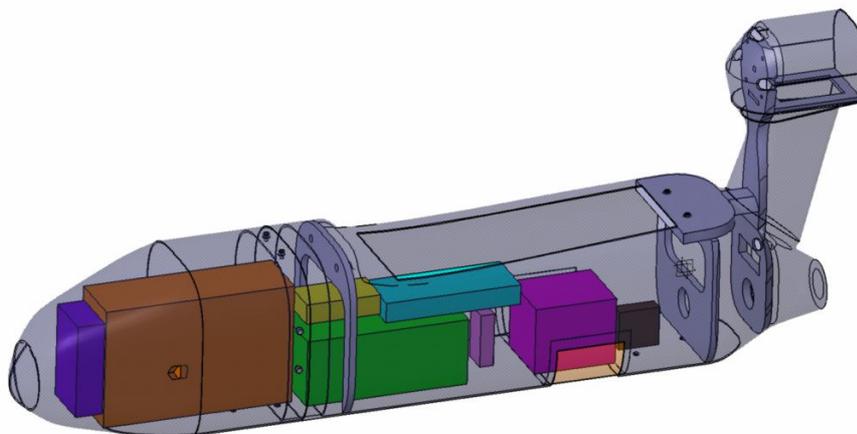


Figura 66: Distribución de los elementos en el interior del fuselaje



La localización del centro de gravedad va a determinar el punto en el que se ha cogido el UAV para su lanzamiento a mano en el despegue. A continuación se muestra en la Figura 67 la posición del centro de gravedad en verde y la zona sombreada representa por donde se debe agarrar el UAV en el lanzamiento:

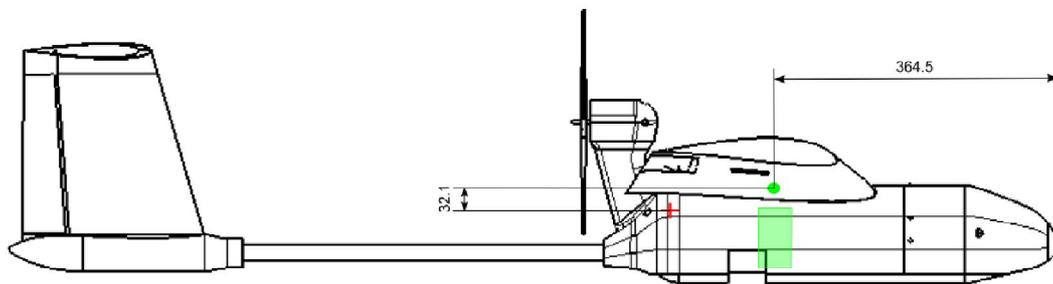


Figura 67: Localización del centro de gravedad (punto verde) y zona por donde se debe agarrar el UAV en el despegue

4.4 Técnicas de fabricación y montaje

En el siguiente apartado se van a explicar las técnicas de fabricación empleadas para los componentes de la aeronave, así como el proceso de montaje del mismo. Además, en cada elemento que se explica a continuación se detallarán las zonas del mismo que son necesarias reforzar debido a la debilidad de las mismas o por la existencia de esfuerzos elevados.

Cabe destacar que en el momento de la redacción de este documento se había comenzado a fabricar algunos de los componentes del primer prototipo, de ahí que se presenten algunas imágenes tomadas en el taller.

4.4.1 Fuselaje

Como ya se ha comentado anteriormente, el fuselaje será desmontable, es decir, estará compuesto por dos piezas: una delantera y otra trasera, que serán ensambladas mediante una unión atornillada. Un único registro en el asiento del ala haría difícil el acceso a la parte delantera del fuselaje donde se ubican las baterías, de ahí que esta unión desmontable permita acceder a esta zona para el reemplazo de las baterías.

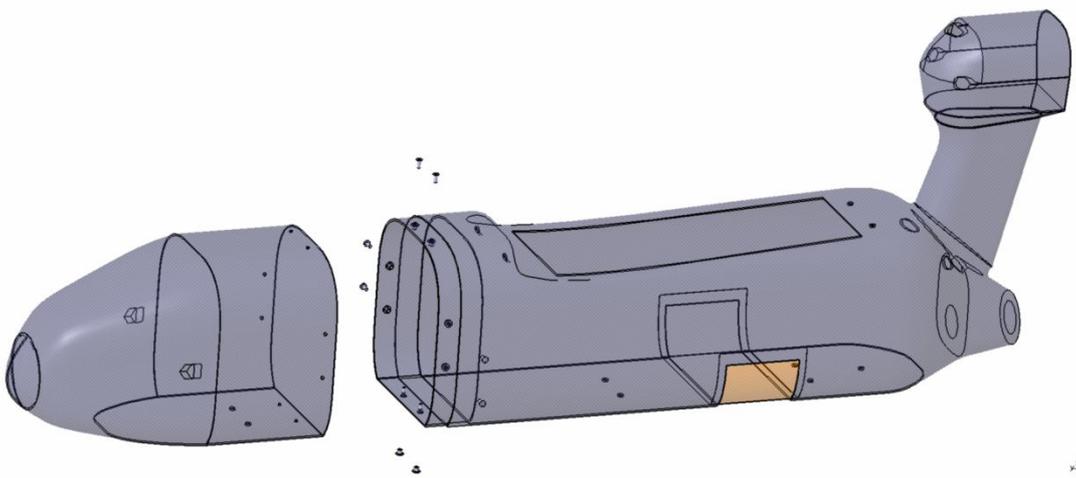


Figura 68: Detalle de la unión desmontable de las dos partes del fuselaje que se unen mediante tornillos

En la Figura 69 aparece un detalle de la unión atornillada de las partes delantera y trasera. Se puede apreciar el solape donde se atornillan ambas piezas, solape que sirve para reforzar esta unión.

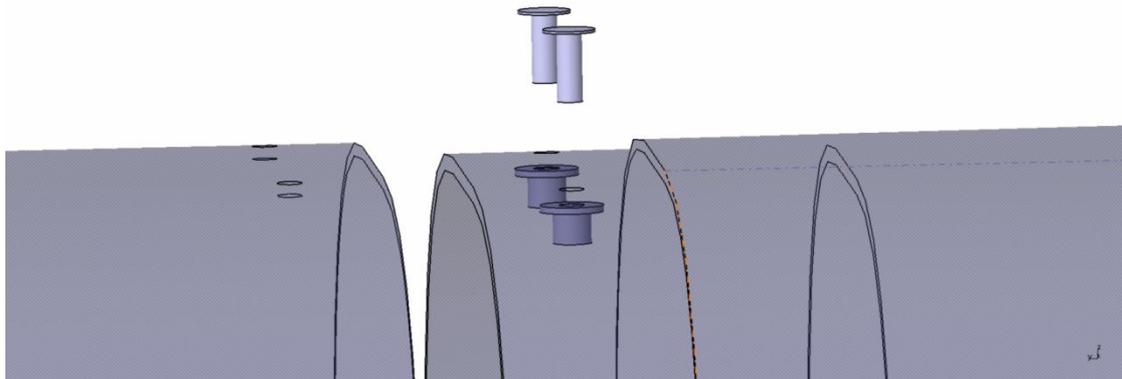


Figura 69: Detalle de la unión atornillada de las dos mitades del fuselaje

Fabricación

La piel del fuselaje se fabricará mediante la técnica comúnmente extendida del moldeo para fibras. Esta técnica permite obtener figuras de fibra con geometrías complejas y con el espesor deseado, siendo comúnmente usada en la fabricación de fuselajes de pequeños UAVs, aviones de radiocontrol, chasis de coches de radiocontrol, etc. En la industria se suelen usar técnicas más sofisticadas que las que aquí se detallan para la construcción del molde, ya que usan máquinas fresadoras para construir el molde negativo directamente sin necesidad de construir un prototipo inicial. No obstante, la técnica que brevemente se describe a continuación está bastante aceptada en la actualidad para fabricar fuselajes en fibra:

1. En primer lugar, se construye un prototipo del fuselaje con la forma final del mismo. Este prototipo debe ser de un material rígido y térmicamente estable para que no

sufra deformaciones importantes ante cambios de temperatura, con una superficie dura y suave.

2. Se pega alrededor de la línea media longitudinal del prototipo una placa de madera que tiene recortada la forma de la línea media longitudinal del fuselaje. De esta forma, el prototipo queda rodeado a lo largo de su línea media longitudinal por una plancha de madera que actúa como soporte.
3. Se aplica gel coat al conjunto, que es un compuesto de resinas epóxicas utilizado para dar un buen acabado superficial al molde posterior. Previamente se ha aplicado una cera desmoldeante que permita liberar el molde con facilidad sin que se adhiera a las paredes del prototipo.
4. Se aplican las capas de fibra de alto gramaje junto con la resina alrededor de un lado del prototipo / soporte. La necesidad de que el molde sea consistente y no se deforme con facilidad hace que se utilice fibra de alto gramaje.
5. Se deja secar el conjunto y se separa el resultante molde negativo del prototipo, quitando también el soporte de madera.
6. Se construye el molde de la otra mitad del fuselaje. A ambos moldes se le practican agujeros en los bordes para poder atornillarlos y alinearlos cuando se unan.
7. Se prepara la superficie del molde con el pertinente agente desmoldeante que permite liberar la pieza una vez fabricada sin que se adhiera a las paredes del molde.
8. Se van aplicando las sucesivas capas de resina y de fibra cuidadosamente de manera que no se formen burbujas de aire entre las capas. Una vez aplicadas, se recortan los excesos de tejido de fibra que sobresalen del molde. Se deja un exceso de fibra sobre ciertos bordes que permita la unión a solape de las dos mitades del fuselaje.
9. Se unen los dos moldes mediante los tornillos guía que los alinea y se mantienen bien sujetos con abrazaderas, teniendo cuidado de colocar bien el exceso de fibra de solape sobre la otra mitad del molde.
10. Se deja secar el conjunto para que cure la resina. Una vez curada, es posible separar los moldes y extraer la pieza terminada. A esta pieza le suele quedar un exceso de resina a lo largo del borde donde se produce la unión de ambos moldes que será necesario lijar para obtener una superficie lisa.

Se puede apreciar en la estructura interna del fuselaje, la presencia de una cuaderna en el pylon que lo refuerza frente a los esfuerzos que provoca el empuje del motor.

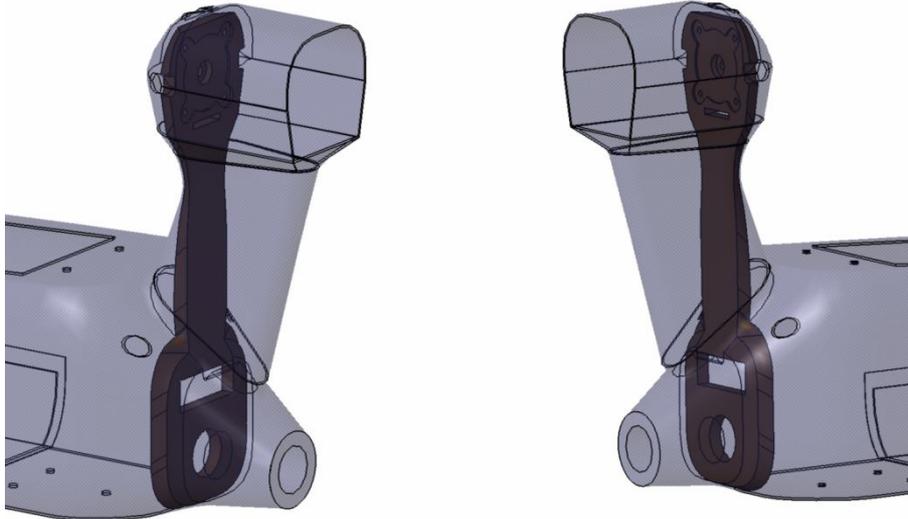


Figura 70: Detalle de la cuaderna que rigidiza el pylon

Esta cuaderna se ha de colocar en el momento de la unión de las dos mitades puesto que no es posible introducirla una vez construido el fuselaje completo.

Zonas a reforzar en el fuselaje

Unión pylon – fuselaje: Como se puede apreciar Figura 68, la estructura que sujeta el motor, llamada comúnmente pylon, se integra dentro del mismo molde del fuselaje trasero, es decir, forma parte del mismo casco del fuselaje. Se tiene una geometría bastante compleja en la unión del pylon al fuselaje, por lo que esta zona será necesaria reforzarla con más capas de fibra, además de las cuadernas internas existentes que dan robustez a la estructura.

Encastre fuselaje – tubo de cola: esta es una parte crítica de la estructura pues es donde se transmiten los esfuerzos que se producen por las cargas que actúan en la cola. Para ello, se aplican en esta zona de la piel las suficientes capas de fibra hasta dejar un espesor suficiente como para permitir la entrada del tubo de cola. Además, el tubo va encastrado a dos cuadernas colocadas en la parte trasera del fuselaje de forma que los esfuerzos se reparten más uniformemente y no son absorbidos en su totalidad en el encastre trasero.

4.4.2 Ala

En cuanto al montaje del ala, ésta constituye una sola pieza, es decir, no es desmontable. Esta opción es más sencilla en cuanto a su posterior montaje y también menos pesada puesto que no sería necesario ningún método de unión entre semialas y parte central.

El fuselaje tiene practicado un asiento donde se coloca el ala, que se ensambla en el mismo mediante dos tetones en el borde de ataque y dos tornillos de nylon en el borde de salida. Como se aprecia en la Figura 71, los tetones se conectan a una cuaderna que permite repartir los esfuerzos a lo largo de toda la piel del fuselaje.

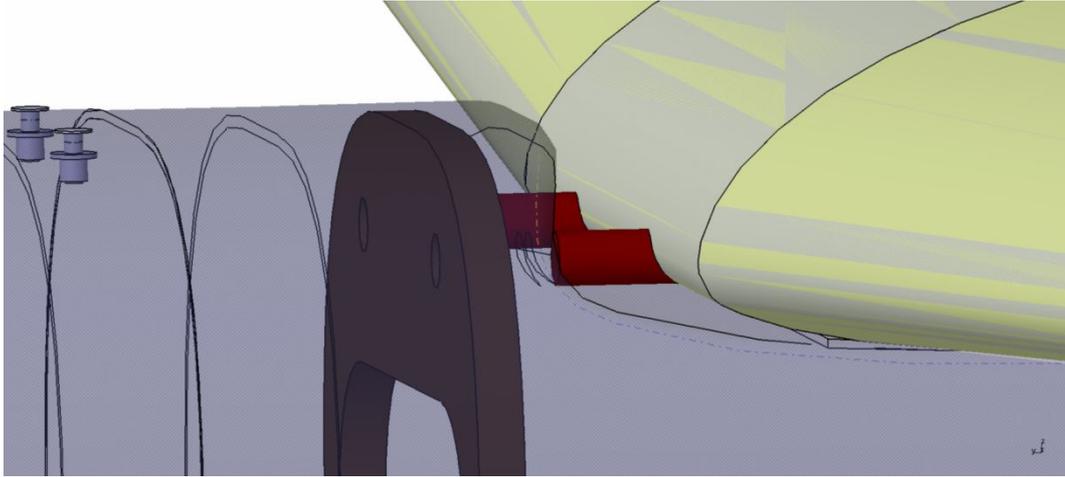


Figura 71: Detalle de los tetones en el borde de ataque del ala para conectarla a la cuaderna

A su vez, los tornillos de nylon unen el borde de salida del ala al asiento, estando el asiento también reforzado en esta zona con madera de contrachapado, en la que se colocan los insertos a los que se fijan los tornillos.

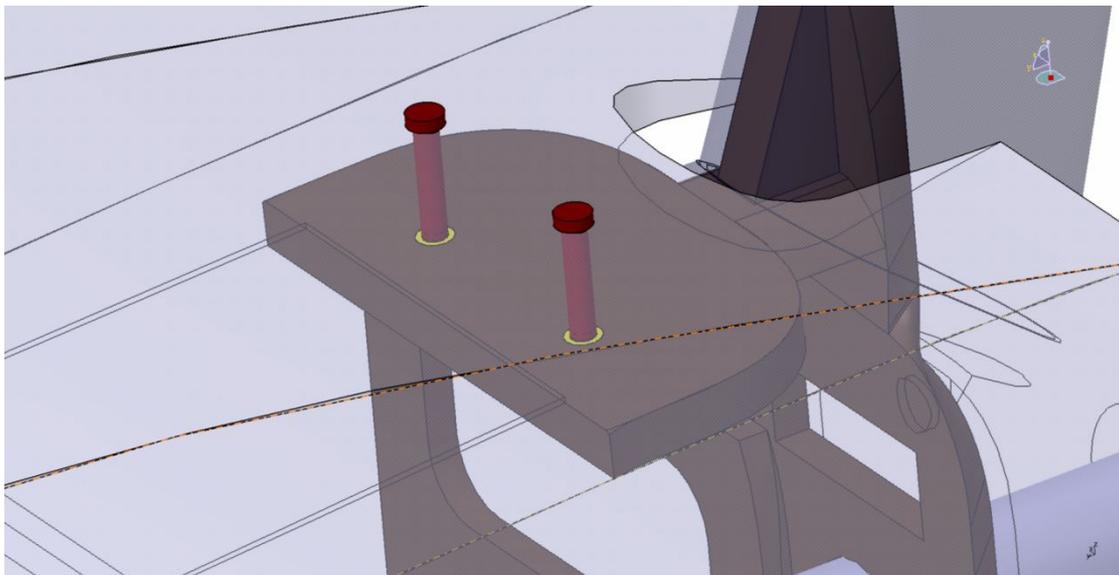


Figura 72: Detalle de los tornillos que fijan el borde de salida del ala al fuselaje

Fabricación

Para la fabricación del ala se utilizó una máquina cortadora de espuma mediante un hilo caliente. Se introducen los perfiles en punta y raíz de cada superficie aerodinámica dando las dimensiones de cuerdas, torsión, flecha; y el hilo corta el tocho de espuma reproduciendo la forma final. La máquina tiene dos grados de libertad en cada extremo del hilo, por lo que no permite reproducir formas tridimensionales complejas.

En la Figura 73 se muestra una imagen esquemática del montaje de la máquina. El hilo se puede mover verticalmente a lo largo de cada vástago, los cuales se pueden mover sobre los

raíles. El hilo está conectado a una resistencia que lo calienta y permite el corte de la espuma con bastante facilidad.

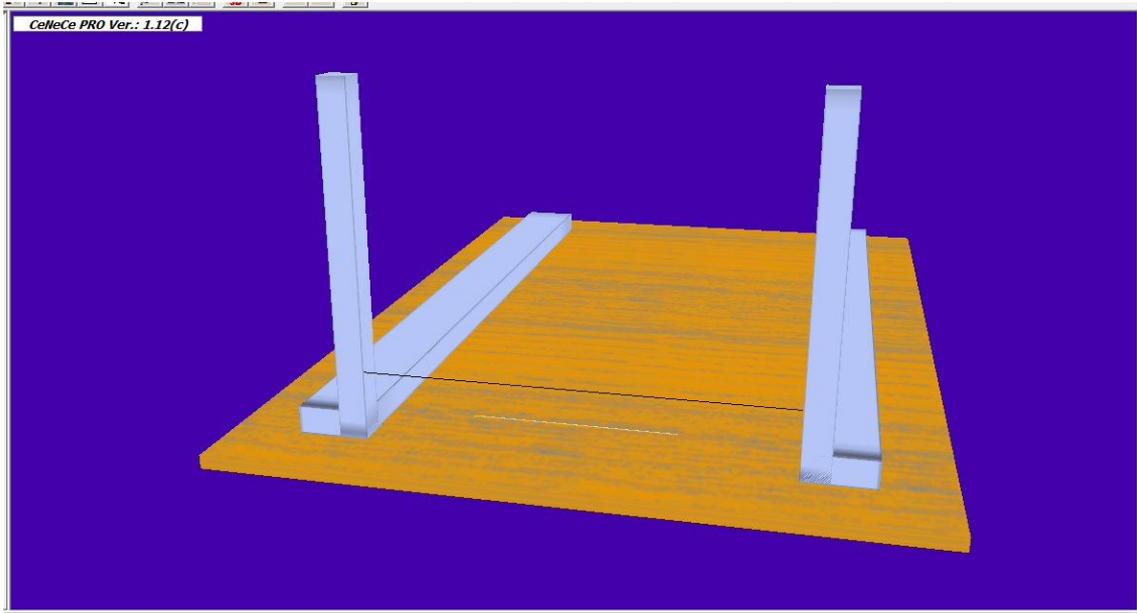


Figura 73: Esquema de la máquina cortadora de espuma con hilo caliente

En la Figura 74 aparece una instantánea de la simulación del corte del ala, en la que se puede apreciar la forma del perfil de la punta dentro del tocho de espuma:

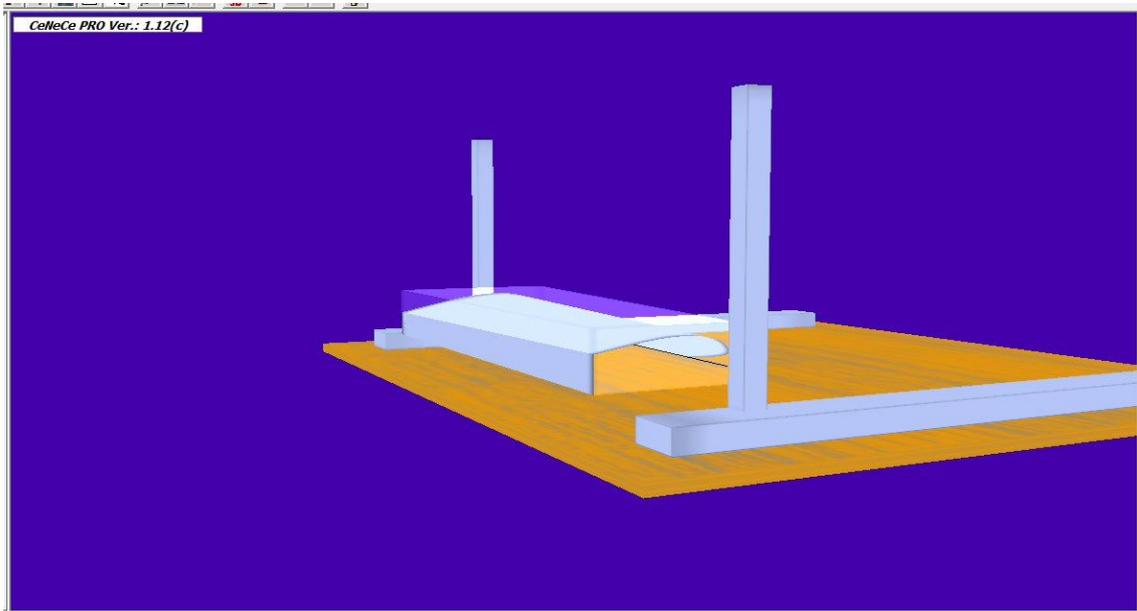
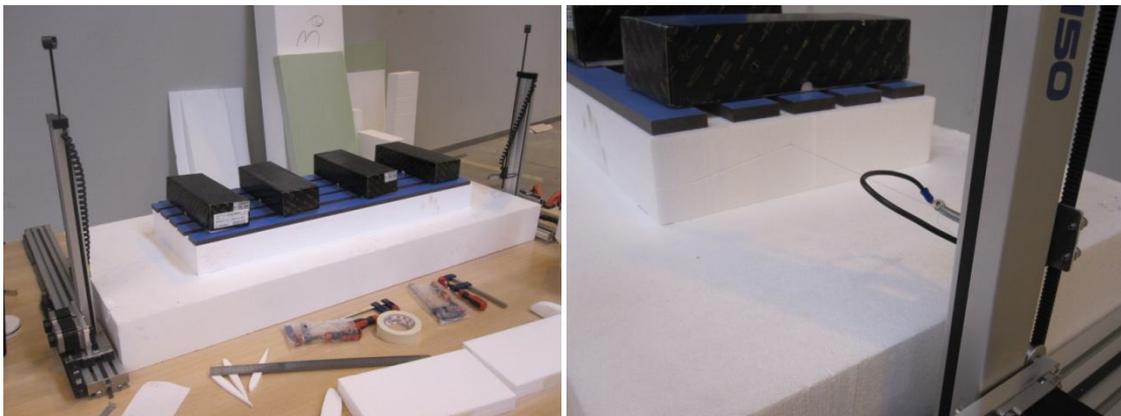


Figura 74: Instantánea de la simulación del corte del ala con la máquina cortadora

En las siguientes imágenes aparecen detalles de la máquina cortadora de espuma:



1. La construcción de las alas comienza con el corte, a partir del tocho de espuma, de la forma del ala. La máquina cortadora de espuma realiza el corte a través de un hilo caliente sujetado en sus dos extremos de forma que éstos van realizando los movimientos necesarios para reproducir la forma final. El hilo cortante avanza tensado en una dirección, por lo que no es posible cortar el ala entera de una sola vez debido a la presencia de diedro. Así, se corta cada pieza del ala que tenga diedro constante (dos semialas y una parte central) y posteriormente se pegan cada una de las partes con cola para espuma. En las siguientes imágenes se muestra el proceso de corte del núcleo de espuma con la máquina cortadora. Los pesos colocados encima del tocho tienen la función de ejercer presión para que éste se encuentre bien fijado a la base. Cabe destacar que estas fotos están tomadas de la construcción del primer prototipo por lo que el proceso de corte se irá optimizando en los sucesivos cortes de alas y estabilizadores.





2. Previamente al pegado de las diferentes partes, es conveniente recortar en el interior de la espuma los huecos donde irán alojados los tubos que rigidizan las dos semialas, el refuerzo en el encastre al que van unidos los dos tubos, los cables de los servos y el propio servo con su varilla de mando. Una vez que se tiene el cuerpo principal del ala en espuma con los rigidizadores y refuerzos pegados en él con resina, se procede a su recubrimiento con fibra de carbono.
3. Se llaman "camas" al molde negativo que se crea al recortar el núcleo de espuma, y se utilizarán para encerrar posteriormente el ala forrada de fibra. Previamente se ha recortado en papel mylar la forma en planta del ala. Este papel es el que dará el acabado superficial, por eso es conveniente que esté lo más limpio posible. Además se le aplica una capa de cera desmoldeante para poder extraer el ala con facilidad.
4. Sobre este papel mylar se van aplicando las capas de fibra y resina necesarias para asegurar una buena resistencia. De esta forma se prepara el forraje de fibra para el extradós y para el intradós.
5. Posteriormente, se recubre el núcleo de espuma con estos forrajes y se encierra en las camas. Se mantienen las camas cerradas y sujetas con abrazaderas para hacer presión hasta que termina de curar la resina.
6. Ahora se procede al recorte de la articulación de los flaperones. En la línea de la articulación se ha colocado una cinta de nylon entre la fibra y la espuma que es la que hará las veces de bisagra. En la parte del intradós se recorta un triángulo con vértice en la cinta de nylon, para permitir el giro del mismo. En el extradós, se realiza un pequeño corte para debilitar la fibra para que ésta no obstaculice la deflexión.

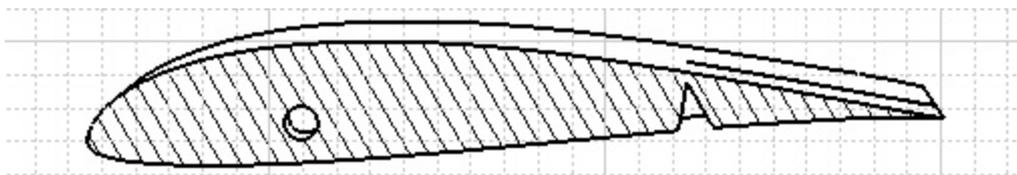


Figura 75: Detalle del tipo de articulación de los flaperones

Para la colocación del servo se abre un hueco en la parte inferior del ala donde irá incrustado el servo. Posteriormente, se pegará una tapa para no dejar el servo al aire. A continuación se muestra un detalle en la Figura 76 del modelo del servo junto con su varilla que transmite las órdenes a la escuadra de mando del flaperón.

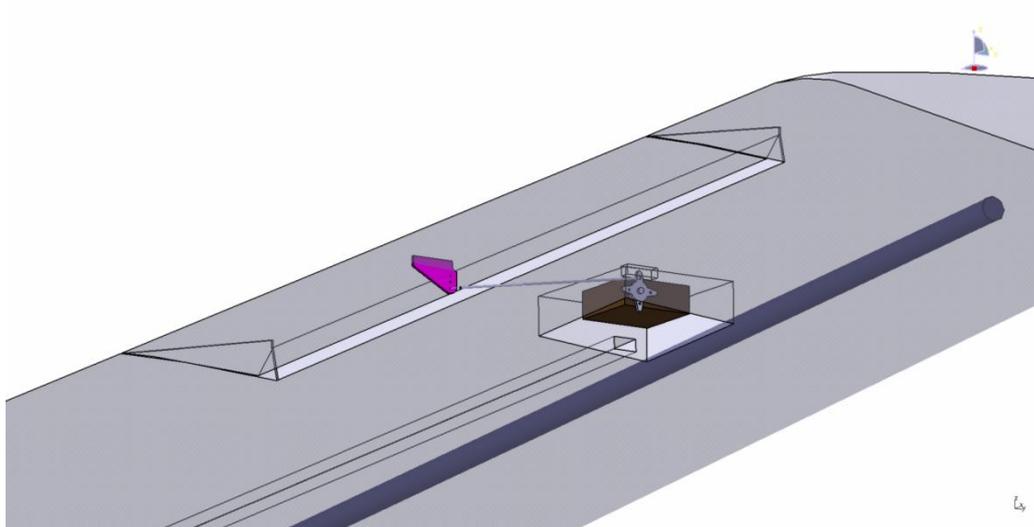


Figura 76: Detalle del montaje del servo en el ala

Zonas a reforzar en el ala

Esquina del diedro: las esquinas del ala que dividen la parte central de cada una de las semialas es donde se produce el cambio del ángulo de diedro, pasando de cero en la parte a central a 3° en las semialas. Esta zona será necesario reforzarla con capas de fibra adicionales puesto que es donde se produce el pegado de cada pieza de espuma que conforma el ala, y es la región más débil de la misma.

4.4.3 Cola

Cada una de las tres piezas que forman la cola se fabrica por separado y posteriormente se ensamblan mediante tetones. De nuevo se utilizará el mismo método que en el ala para fabricar estas piezas, al tener la misma estructura interna y externa. En la base de la cola se practica un agujero que permita introducir el tubo de cola. Para fijar la cola se opta por el pegado con resina epoxy, que resulta en una unión resistente y más ligera que la atornillada.

4.4.4 Protección inferior

El proceso de fabricación de esta protección es análogo al del ala: se "recorta" la espuma de poliestireno con la máquina cortadora y posteriormente se recubre con fibra de kevlar y resina epoxy. A las dos piezas se le practican una serie de agujeros para poder atornillarlas a la base inferior del fuselaje.

4.4.5 Tubo de cola

El tubo de cola se une al fuselaje pegándolo a las dos cuadernas ubicadas en la parte trasera del mismo y al encastre reforzado. En cuanto a la cola, la base de la misma está ahuecada para introducir el tubo, el cual va pegado con resina epoxy al núcleo de espuma de la base.

4.5 Cálculos estructurales

En el siguiente apartado se van a realizar algunos cálculos estructurales sencillos con la idea de tener una idea orientativa de las cargas que actúan sobre la aeronave. En primer lugar se realizará un estudio del factor de carga, que da lugar al diagrama de la envolvente, y posteriormente se calcularán las tensiones existentes en elementos críticos de la estructura del UAV.

4.5.1 Estudio del factor de carga

El factor de carga se define como la relación entre la sustentación de la aeronave y su peso,

$n = \frac{L}{W}$, y representa una medida global de la carga a la que la estructura está sometida. Un

factor de carga igual a la unidad, $n = 1$, representa la condición de vuelo nivelado rectilíneo donde la sustentación es igual al peso: $L = W$. El factor de carga máximo determinará la carga que la aeronave será capaz de soportar en cada condición de vuelo, por lo que será importante realizar un estudio de este parámetro. El factor de carga máximo de diseño está determinado por razones de seguridad estructural, es decir, por la máxima carga que puede soportar la estructura de la aeronave en relación a su peso. El valor propuesto es $n_{\max pos} = 2.4$, aunque a bajas velocidades el factor de carga máximo que se puede alcanzar vendrá limitado por la máxima sustentación disponible, es decir, por la entrada en pérdida:

$$n_{\max} = \frac{1/2 \rho V^2 S C_{L_{\max}}}{W} \quad (37)$$

A continuación, se muestra en la Figura 77 una gráfica en la que se representa el factor de carga máximo en función de la velocidad, apreciándose como a bajas velocidades el factor de carga máximo viene limitado por el coeficiente de sustentación máximo (curva azul) previo a la entrada en pérdida de la aeronave y a altas velocidades la limitación es estructural por el factor de carga de diseño (curva roja). Las curvas continuas del gráfico son las limitantes para el factor de carga en función de la velocidad.

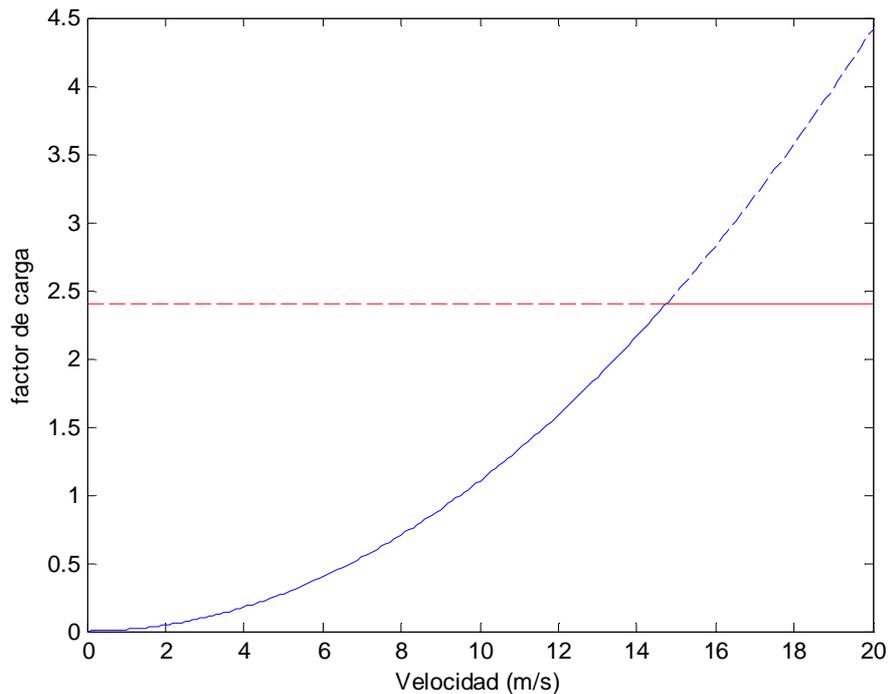


Figura 77: Limitación del factor de carga en función de la velocidad

4.5.2 Diagrama de la envolvente

Un estudio más detallado del factor de carga límite de la aeronave en función de la velocidad se desarrolla en el diagrama de la envolvente o diagrama V-n. . En este diagrama se pueden observar los límites de las actuaciones de vuelo que vienen impuestos por normativa o especificadas en los requerimientos de diseño. Para la realización del diagrama, se seguirá el modelo propuesto por Roskam basado en la normativa FAR 23 para la certificación de aeronaves [4].

Las velocidades que aparecen en el diagrama son las siguientes:

- Velocidad de entrada en pérdida a 1 g: $V_S = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_{L_{\max clean}} S}}$
- Velocidad de maniobra de diseño: $V_A = \sqrt{n_{\max pos}} V_S$
- Velocidad de crucero: V_c
- Velocidad de picado: $V_D = 1.25V_C$
- Velocidad de entrada en pérdida negativa: $V_{S_{neg}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_{L_{\max neg}} S}}$
- Velocidad de maniobra de diseño con factor de carga negativo: $V_G = \sqrt{n_{\lim neg}} V_{S_{neg}}$

En el diagrama se representan las velocidades en nudos ($1 \text{ m/s} = 0.51444 \text{ knots}$) y como "EAS: *equivalent air speed*". Esta expresión de la velocidad representa la velocidad a nivel del mar que produciría la misma presión dinámica incompresible que la velocidad verdadera TAS a la altura a la que la aeronave está volando. Puesto que como se ha dicho anteriormente, las alturas a las que opera el UAV son muy bajas, se considerará despreciable la diferencia entre la EAS y la velocidad verdadera.

También se representan las curvas de ráfagas necesarias para estudiar los límites de la aeronave en presencia de corrientes verticales de aire. Estas curvas tienen la siguiente expresión:

$$n_{\text{lim}} = 1 \pm \frac{K_g U_{de} C_{L\alpha}}{498(W/S)} \quad (38)$$

$$\text{con: } K_g = \frac{0.88\mu_g}{5.3 + \mu_g}, \quad \mu_g = \frac{2(W/S)}{\rho \bar{c} g C_{L\alpha}}$$

Aparecerán dos parejas de curvas de ráfagas en función del valor de U_{de} :

- V_C curvas de ráfaga: $U_{de} = 16 \text{ ft/s}$ (curvas rojas)
- V_D curvas de ráfaga: $U_{de} = 8 \text{ ft/s}$ (curvas verdes)

Los resultados son los siguientes:

$$n_{\text{max pos}} = 2.4 \quad n_{\text{max neg}} = -1$$

$$\begin{array}{ll} V_s \rightarrow KEAS_s = 17.64 \text{ knots} & V_{Sneg} \rightarrow KEAS_{sneg} = 28.63 \text{ knots} \\ V_g \rightarrow KEAS_g = 28.63 \text{ knots} & V_A \rightarrow KEAS_A = 27.32 \text{ knots} \\ V_C \rightarrow KEAS_C = 31.1 \text{ knots} & V_D \rightarrow KEAS_D = 38.8 \text{ knots} \end{array}$$

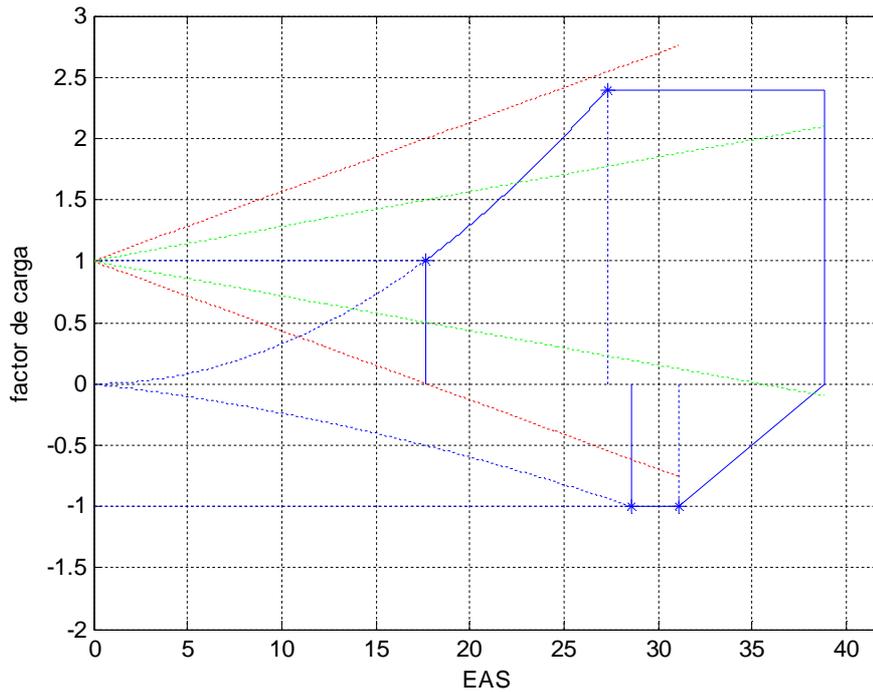


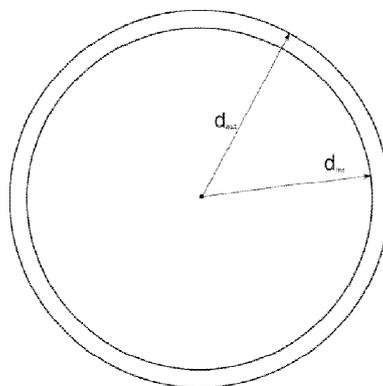
Figura 78: Diagrama de la envolvente de vuelo del UAV

4.5.3 Tensiones en elementos estructurales

En este apartado se va a realizar un estudio muy simplificado de las tensiones que se producen en los elementos estructurales de la aeronave que están sometidos a mayores esfuerzos, como pueden ser los rigidizadores del ala, el tubo de cola o la cuaderna que refuerza el pylon. En cada caso se usará un modelo sencillo de la estructura mediante barras que simulan los rigidizadores y tubos.

4.5.3.1 Encastre tubo de cola – fuselaje

El tubo de cola, de fibra de carbono, se modelará como un tubo cuya sección es de pared delgada:



Las tensiones máximas que se alcanzan en este tipo de secciones vienen determinadas por la expresión 39:

$$\sigma_{\max} = \frac{M_{\text{flexión}}}{I} \frac{d_{\text{ext}}}{2} \quad \text{con} \quad I = \frac{\pi (d_{\text{ext}}^4 - d_{\text{int}}^4)}{4} \quad (39)$$

El momento de flexión en el encastrado se calcula a partir de la sustentación que produce la cola. Se considerará que el tubo está encastrado en el fuselaje en su parte trasera y libre en el otro extremo. En las condiciones de crucero es donde se produce la mayor carga en la cola, por lo que considerando el momento de flexión que la sustentación de cola produce en el encastrado se tiene la tensión máxima de la ecuación 40 en el tubo:

$$M_{\text{flexión}} = 1.1834 \text{ Nm} \quad I = 3.645e-9 \text{ m}^4 \quad \Rightarrow \quad \sigma_{\max} = 3.57 \text{ MPa} \quad (40)$$

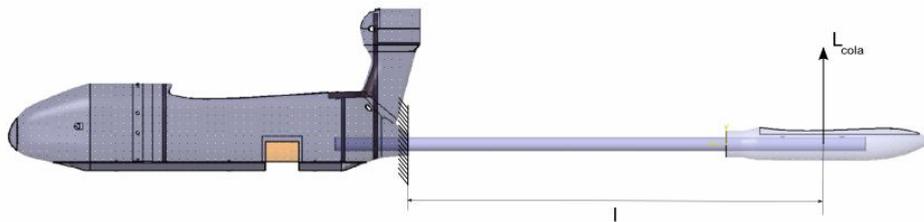


Figura 79: Modelo estructural del tubo de cola

Teniendo en cuenta que la tensión máxima admisible para la fibra de carbono está en el orden de gigapascales, no se tienen tensiones importantes en el encastrado del tubo debido que los esfuerzos que se producen en la cola son muy bajos.

4.5.3.2 Rigidizador del ala

El rigidizador del ala se modelará como una barra de sección circular sometida a una carga distribuida a lo largo de la envergadura correspondiente a la sustentación del ala. Se van a calcular los esfuerzos que se tienen en el encastrado del rigidizador:

$$\sigma_{\max} = \frac{M_{\text{encastrado}}}{I} \frac{d}{2} \quad \text{con} \quad I = \frac{\pi d^4}{64} \quad (41)$$

El análisis realizado con el programa Tornado permite determinar la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura que representa la carga a la que estará sometido el rigidizador. Obviamente el núcleo de espuma y la piel de fibra también ayudan a soportar esfuerzos, pero la flexión va a ser soportada principalmente por el rigidizador. Una vez determinada la distribución de sustentación, se podrá calcular la distribución de momento en el ala y por consiguiente el momento en el encastrado. Se calcularán los esfuerzos para el caso crítico de volar con el factor de carga máximo de diseño $n_{\max \text{ pos}} = 2.4$ que es cuando se le exige más a la estructura.

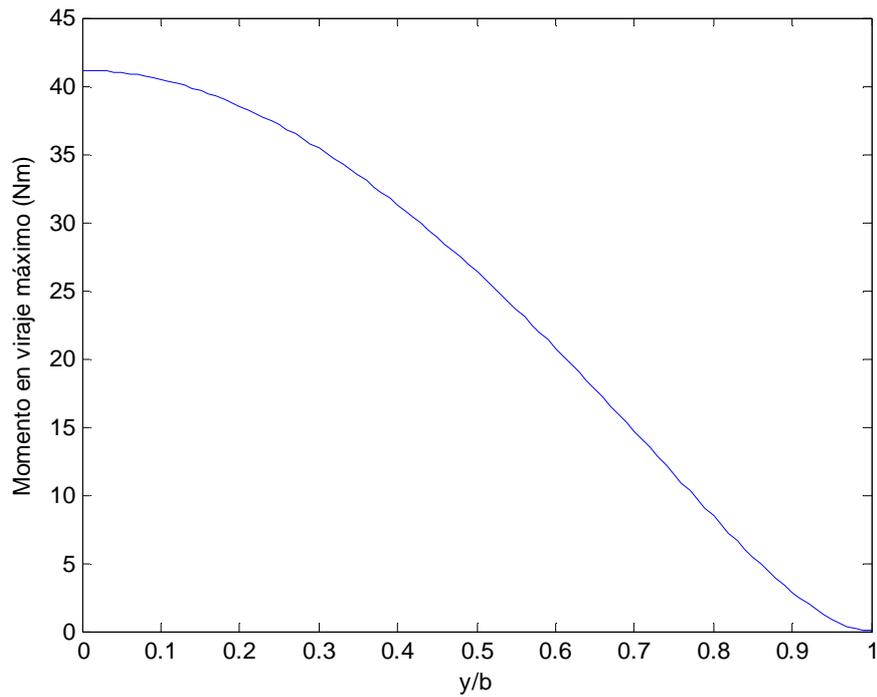


Figura 80: Distribución de sustentación a lo largo de la envergadura

La tensión que se soporta en el encastre resulta:

$$\sigma_{\text{encastre}} = 418.89 \text{ MPa}$$

4.5.3.3 Cuaderna del pylon

La cuaderna del pylon se va a modelar como una barra de sección rectangular con el mismo espesor que la cuaderna $e_{\text{barra}} = 6 \text{ mm}$ y un ancho aproximado de $b_{\text{barra}} = 30 \text{ mm}$.



Figura 81: Modelo de barra de la cuaderna del pylon

Se considerará el tramo de la cuaderna que queda por encima del refuerzo del borde de salida donde va fijada puesto que es la que está sometida al esfuerzo de flexión por el empuje del motor:

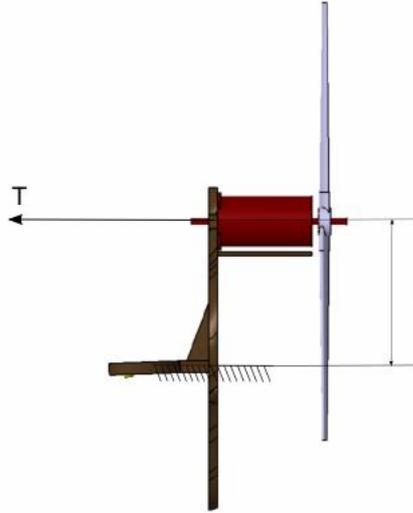


Figura 82: Modelo estructural de la cuaderna del pylon

Las tensiones que se producirán en la cuaderna se calculan a partir del modelado con una barra de sección rectangular:

$$\sigma_{\max} = \frac{M_{\text{encastre}}}{I} \frac{b}{2} \quad \text{con} \quad I = \frac{e_{\text{barra}} b_{\text{barra}}^3}{12} \quad (42)$$

El momento máximo se producirá cuando se tenga máximo empuje que según la combinación de motor y hélice elegida resulta:

$$T_{\max} = \frac{T}{W}_{\text{desp}} \quad W = 15.356 \text{ N} \quad (43)$$

Por lo tanto, el momento y la tensión en la unión con el refuerzo del borde de salida resultan:

$$M_{\text{encastre}} = 1.4705 \text{ Nm} \quad \Rightarrow \quad \sigma_{\max} = 8.1692 \text{ MPa} \quad (44)$$

La cuaderna es de madera de contrachapado finlandés, por lo que considerando que según los manuales de contrachapado las tensiones máximas admisibles para este material rondan los 50 MPa, se puede aceptar que la estructura no sufrirá. Es obvio que la estructura de fibra del pylon también ayuda a soportar estos esfuerzos, por lo que la cuaderna no soportará tantos esfuerzos como los predichos.