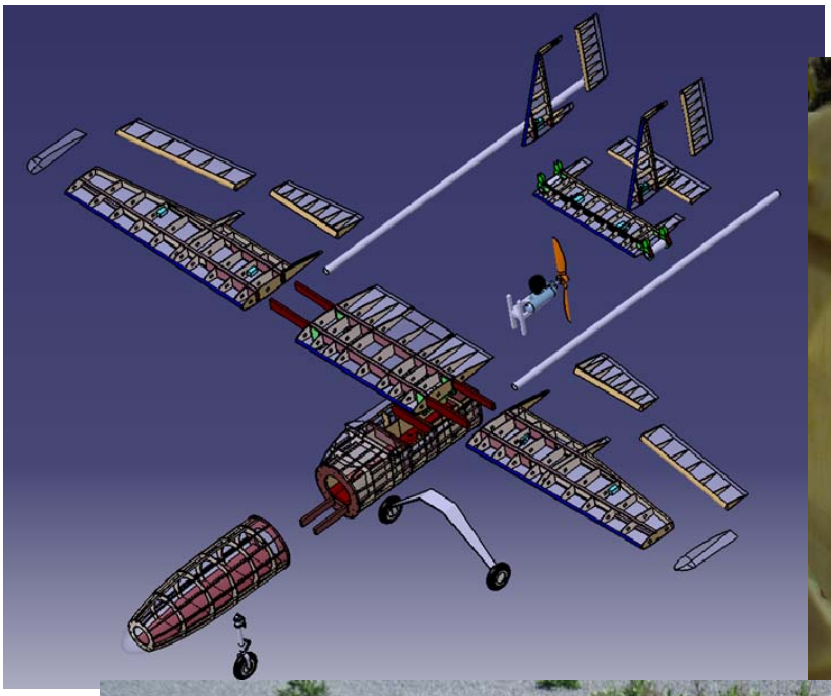
Diseño estructural y construcción de un avión no tripulado: El Proyecto Céfiro

Departamento de Ingeniería Aeroespacial

Autor: Daniel Pérez Alcaraz

Tutor: Sergio Esteban Roncero



Universidad de Sevilla

Ingeniería Aeroespacial

ESI - Universidad de Sevilla

CEFIRO 2008-ESI

Índice

AGRADECIMIENTOS **1**

1. INTRODUCCIÓN **2**

2. ASPECTOS GENERALES DEL DISEÑO **5**

2.1 Requerimientos generales del diseño 5
2.2 Características principales del diseño 9
2.3 Partes que componen el Céfiro 12

3. DESCRIPCIÓN DE MATERIALES **16**

3.1 Madera de balsa 17
3.2 Madera de abeto (spruce) 19
3.3 Contrachapado de abedul (birch plywood) 20
3.4 Madera de pino 22
3.5 Materiales metálicos: aluminio y acero galvanizado. 23
3.6 Densidades empleadas en el modelo de CATIA. 29

4. DISEÑO DEL CONJUNTO COLA **30**

4.1 Dimensiones de la cola 30
4.2 Diseño del estabilizador horizontal 31
4.3 Diseño del estabilizador vertical 37
4.4 Estudio del reparto de peso y materiales del conjunto cola 40
4.5 Mejoras posibles en el diseño de la cola 44

5. DISEÑO DEL CONJUNTO ALAR **46**

5.1 Dimensiones del ala 46
5.2 Diseño del ala central 48
5.3 Diseño del extremo ala 55
5.4 Estudio del reparto de peso y materiales del conjunto alar 61
5.5 Mejoras posibles en el diseño del conjunto alar 65

6. DISEÑO DEL CONJUNTO FUSELAJE **67**

6.1 Requisitos y descripción general del fuselaje 67
6.2 Dimensiones del fuselaje 71
6.3 Diseño del morro 73
6.4 Diseño del fuselaje central 78
6.5 Problemas encontrados en las cuadernas del conjunto fuselaje 82
6.6 Tren de aterrizaje 84
6.7 Instalación de carga de pago, sistemas y motor 88
6.8 Estudio del reparto de peso y materiales del conjunto fuselaje 93
6.9 Mejoras posibles en el diseño del conjunto fuselaje 97

7. ESTUDIO GLOBAL DE PESO Y MATERIALES **98**

8. RESUMEN DE MEJORAS POSIBLES EN CÉFIRO **102**

9. PROCESO DE CONSTRUCCIÓN DEL CÉFIRO **104**

9.1 Construcción del esqueleto de la cola 106

9.2 Construcción del esqueleto de los extremos alares 115
9.3 Construcción del esqueleto del morro 128
9.4 Construcción del esqueleto del fuselaje central 136
9.5 Construcción del esqueleto del ala central 144
9.6 Construcción de flaps y alerones. 147
9.7 Conjunto de fotos del Céfiro ensamblado Nº1 148
9.8 Revestido del intradós de los extremos alares, fuselaje central y morro. 151
9.9 Instalación de las placas de unión entre ala y fuselaje central 153
9.10 Conformado del cono de morro 154
9.11 Ensamblado de la puerta de morro. 155
9.12 Fabricación e instalación de las cogidas de los tail-boom en el ala central. 156
9.13 Apertura de huecos para bisagras e instalación de servos. 158
9.14 Conjunto de fotos del Céfiro ensamblado Nº2 161
9.15 Fabricación de las cogidas traseras 163
9.16 Instalación del tren trasero 169
9.17 Instalación del tren delantero 171
9.18 Instalación de conducciones de cables. 174
9.19 Revestido del extradós de los extremos alares 175
9.20 Acabado de la cola (revestimiento restante y carenados) 176
9.21 Revestido del ala central 179
9.22 Lijado del borde de ataque del ala. 183
9.23 Conjunto de fotos del Céfiro ensamblado Nº3 185
9.24 Entelado y últimos detalles 188
9.25 Conjunto de fotos del Céfiro Nº4 196
9.26 Conjunto de fotos del Céfiro Nº5 199

APÉNDICE 1: DEFINICIÓN DE LAS PROPIEDADES MECÁNICAS DE LA MADERA 202

Deformación de la madera 202
Propiedades elásticas 203
Propiedades resistentes 204

APÉNDICE 2: CÁLCULO DE LOS TAIL-BOOM 208

APÉNDICE 3: CÁLCULO DE LOS LARGUEROS DEL ALA. 214

APÉNDICE 4: ANÁLISIS DE ELEMENTOS FINITOS DEL MORRO 215

APÉNDICE 5: MEDICIONES DE PESO REALIZADAS EN LAS MADERAS. 220

APÉNDICE 6: *REQUEST FOR PROPOSAL* DE CÉFIRO 223

BIBLIOGRAFÍA 227

Libros 227
Web 227
Proyectos fin de carrera dentro de Céfiro. 228
Proveedores 228

Agradecimientos

Deseo agradecer todo el apoyo incondicional mostrado por mi familia y mi novia, el tiempo dedicado y el interés mostrado en todo momento por mi tutor Sergio, los momentos compartidos con mis compañeros del equipo Céfiro, la confianza e interés que todo el departamento ha puesto en Céfiro, la ayuda y la experiencia infinita de Manolo, la compañía y consejos musicales de José Ángel, y las visitas de los compañeros y amigos al laboratorio.

1. Introducción

Un vehículo aéreo no tripulado (UAV) es un vehículo aéreo que no porta en su interior operador humano, y que puede volar de forma autónoma o ser pilotado de manera remota. Es importante resaltar este último punto, que puede ser teleoperado, lo que difiere de la creencia popular de que un UAV vuela de manera totalmente autónoma y sin necesidad alguna de operador externo. Este es un objetivo que pocos alcanzan en la actualidad, siendo común que sean teleoperados de alguna manera y presenten algunos modos de vuelo autónomo como navegación GPS por seguimiento de waypoints, modo de espera (loiter), mantenimiento de altitud o rumbo.

Desde el punto de vista del diseño, las ventajas de una aeronave no tripulada son múltiples. Se eliminan multitud de sistemas de control e instrumentos, asiento eyectables, sistemas de oxígeno y presurización, quedando solamente los sistemas necesarios para la misión. Esto conduce a aeronaves más pequeñas y ligeras, con menos necesidades de potencia y empuje, y por tanto con motores más reducidos que consumen menos. Desde el punto de vista militar, esta reducción en las necesidades de la planta motora tiene una ventaja añadida, se emite menor radiación infrarroja y por tanto son menos detectables.

La aplicación de los UAVs es muy extensa y es en el ámbito militar donde han tenido un mayor desarrollo en los últimos años. Hasta ahora la información en los conflictos bélicos se recogía en misiones tripuladas o a través de satélites de reconocimiento. Las misiones tripuladas son de alto riesgo. La perdida de las aeronaves tiene un fuerte coste económico pero, aún peor, las pérdidas humanas conllevan un coste político y un drama que debe ser evitado a toda costa. Por otro lado, los satélites de observación son caros, es una tecnología inaccesible para muchos países, y la información no está disponible de manera inmediata. Estos inconvenientes, han hecho proliferar la tecnología UAV y en los últimos años han aparecido modelos de todo tipo. Desde aeronaves de vigilancia que operan desde grandes alturas y durante largos periodos de tiempo, hasta UAVs con capacidad de combate, los denominados UCAV, que se prevé lleguen en un futuro a realizar las mismas misiones que los cazas actuales.

En cuanto al ámbito civil las empresas pronto han visto las ventajas en este tipo de sistemas. Las aplicaciones más claras son: la vigilancia marítima y control de fronteras para combatir el narcotráfico y el contrabando de drogas; el control de incendios; control del tráfico; ayuda en la realización de trabajos aéreos peligrosos; rodaje de escenas cinematográficas; ayuda en la recogida de datos para experimentos científicos. Todas estas misiones requieren en mayor o menor medida el acceso al espacio aéreo controlado. En la actualidad los UAVs no están autorizados para el acceso a este espacio y solo se expiden autorizaciones puntuales para misiones predefinidas, lo que dista mucho de un uso libre y rutinario del espacio aéreo. Para que puedan integrarse en el sistema de tráfico aéreo estas aeronaves deben ser capaces de responder ante las órdenes del operador de tráfico, detectar situaciones anómalas propias, y ser capaces de detectar y evadir a otras aeronaves. En definitiva, los UAVs deben alcanzar unos niveles de seguridad equivalentes a los de las aeronaves tripuladas, lo que requerirá en los próximos años de una fuerte componente de investigación, desarrollo e innovación.

Como se ha comentado, las aplicaciones de los UAVs son innumerables. El acrónimo UAV está en palabra de la mayoría de los expertos del sector, las revistas especializadas tienen un interés creciente en el tema y universidades y empresas vuelcan numerosos esfuerzos en investigar y trabajar en esta tecnología. En resumen, las posibilidades de investigación, innovación y desarrollo de nuevas tecnologías en esta área son innumerables.

Céfiro como plataforma de pruebas.

Ante un contexto como el señalado, el Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros de Sevilla inició una nueva línea de investigación a finales de 2007, que se centra en el uso de UAVs como plataforma de investigación y experimentación. Identificadas las necesidades que requieren algunas de sus otras líneas de investigación (optimización de trayectorias, identificación de modelos dinámicos, etc) decidió iniciar el diseño y construcción de aviones no tripulados en función de esas necesidades, sin tener porqué acudir a otro tipo de plataformas ya existentes con las limitaciones que éstas imponen.

Con ese objetivo, en la asignatura de Cálculo de Aviones, cuyo objetivo es realizar un diseño conceptual de un aeronave con unos requerimientos establecidos en un *Request for Prop*osal (RFP), se introdujo como posible elección un UAV de reconocimiento de 3 metros de envergadura con capacidad de 10 kg de carga de pago. Los requerimientos y la misión que debía cumplir este UAV se adecuaban a las necesidades como plataforma de pruebas que necesitaba el Departamento de Ingeniería Aeroespacial (para más información sobre el RFP consultar apéndice 6). Se prediseñaron 3 UAVs, de los cuales, el departamento decidió que Céfiro (ver Fig. 1.1), debido a sus cualidades modulares, la viabilidad de su construcción y su cercanía al concepto de plataforma de pruebas, fuera el elegido para continuar con su diseño final y construcción.

Seis estudiantes realizaron el prediseño de Céfiro, que duró 4 meses, y un total de 5 proyectos fin de carrera finalizaron su diseño, tarea en la que se emplearon 9 meses. En la bibliografía se encuentra la referencia a dichos proyectos. Una vez finalizado el diseño, los seis meses siguientes se dedicaron a la construcción del prototipo.

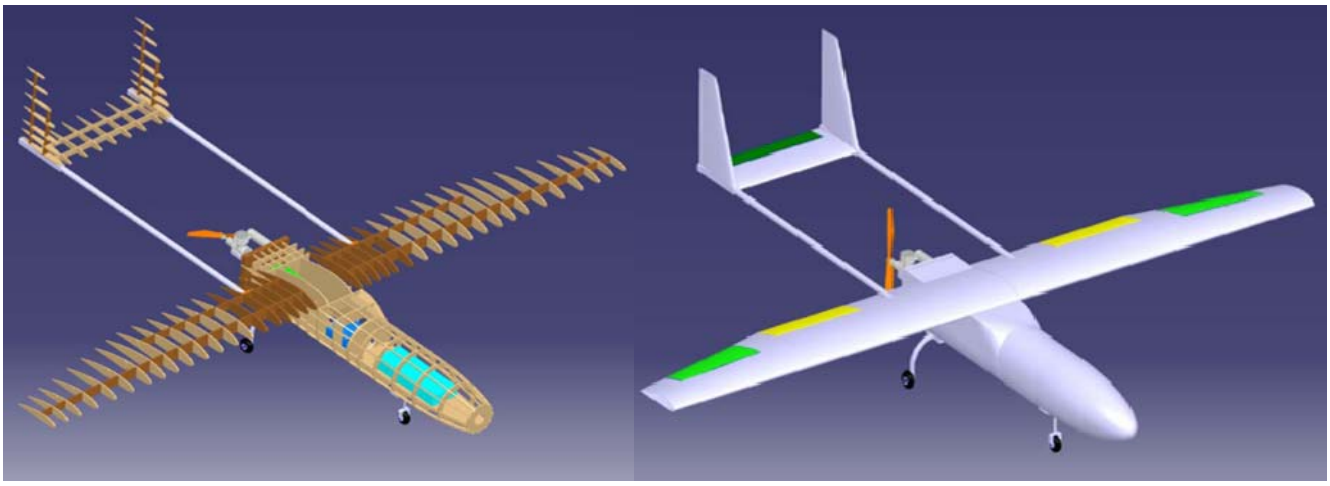


Fig. 1.1 – Imágenes del UAV Céfiro prediseñado en la asignatura de Cálculo de Aviones.

Objetivo del presente documento.

Este proyecto fin de carrera ha consistido en el diseño de la estructura del UAV Céfiro de acuerdo a unas necesidades fundamentales de reparabilidad, modularidad, accesibilidad a la carga de pago y viabilidad de la construcción. Para conseguir dicha viabilidad en el proyecto se ha trabajado mucho en el proceso de fabricación. Se han diseñado utillajes que además de facilitar la construcción proporcionan precisión y repetitividad de las piezas, y se ha concebido la estructura prestando mucha atención a la simplicidad de los diferentes pasos constructivos, lo que ha dado como resultado un orden de fabricación secuencial y ordenado en el que cada pieza sirve de apoyo y referencia a la siguiente. El autor, además de diseñar la estructura y su montaje, fue partícipe de la mayor parte de la construcción del UAV y esta experiencia se ve reflejada en este documento habiendo corregido posibles errores y sugiriendo posibles mejoras del diseño y la construcción que permitan optimizar la aeronave.

En este proyecto fin de carrera se ha desarrollado un modelo de CATIA de gran precisión y detalle. Su papel ha sido crucial en todo el proceso de diseño y construcción de Céfiro. En las fases iniciales de diseño fue una herramienta fundamental para la estimación de pesos, inercias y centros de gravedad, datos esenciales para los encargados de estabilidad y actuaciones. Gracias a la maqueta electrónica se ha podido simplificar en gran medida el proceso constructivo permitiendo diseñar los utillajes y prever virtualmente cada una de las fases de la construcción, visualizando de antemano dificultades y sus posibles soluciones. Durante la construcción, dicho modelo permite trabajar sin planos, pudiéndose realizar cualquier consulta o medida de manera directa en el modelo. Por último, facilitó el corte por control numérico de las piezas y utillajes asegurándose de esta forma la concordancia entre el diseño virtual y el producto final.

Este documento se estructura en las siguientes partes:

- Capítulo 2: se explican las ideas fundamentales que hay detrás del diseño general de la aeronave y se presentan de manera cualitativa los diferentes conjuntos que la componen: conjunto cola, conjunto fuselaje y conjunto alar.
- Capítulo 3: se describen los materiales empleados incluyendo datos de sus características estructurales. Además se realiza un estudio sobre las densidades de los materiales empleados en el CÉFIRO 01, que han sido las utilizadas en el modelo de CATIA.
- Capítulos 4, 5 y 6: se describen con detalle las partes que componen los conjuntos cola, alar y fuselaje, se realiza un estudio de pesos de los mismos y se aportan posibles mejoras en su diseño.
- Capítulo 7: es un estudio del peso de la aeronave.
- Capítulo 8: es una recopilación de las posibles medidas para mejorar cada uno de los conjuntos.
- Capítulo 9: se realiza una descripción muy detallada de toda la construcción de Céfiro.
- Se adjuntan una serie de apéndices cuyo objetivo es aclarar, justificar o ampliar contenidos del proyecto.

2. Aspectos generales del diseño

2.1 Requerimientos generales del diseño

En el diseño del UAV Céfiro se han tenido en cuenta tres factores fundamentales:

- Diseño modular.
- Facilidad de reparación.
- Sencillez, repetitividad y precisión en la construcción.

Diseño modular

Entre las diferentes aplicaciones del Céfiro, cabe destacar, su uso como plataforma de prueba de sistemas, y como una herramienta que permita la comparación de resultados teóricos de parámetros aerodinámicos, estabilidad y actuaciones, con los experimentales obtenidos a través de ensayos en vuelo o túnel de viento. Para este cometido es imprescindible que el diseño del UAV sea flexible y admita fácilmente la modificación de su estructura. Por ello se ha optado por un diseño modular que permite con poco tiempo y esfuerzo introducir variaciones en la estructura ya que solo se realizan cambios en una pequeña zona de la aeronave (ver Fig. 2.1.1).

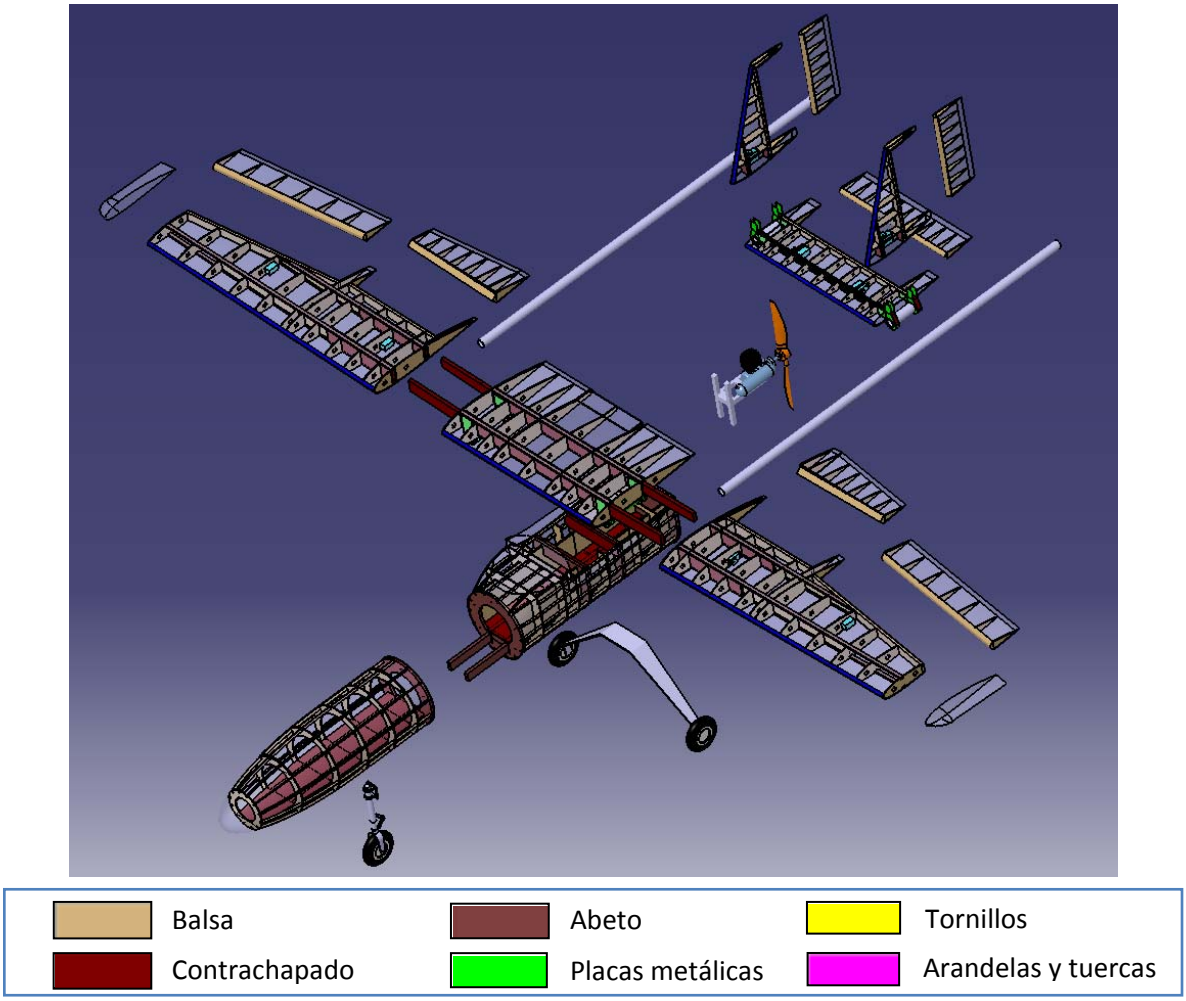


Fig. 2.1.1 - Partes que componen el Céfiro.

La utilidad de un diseño modular es clara. Por ejemplo, si se desea instalar en el morro de la aeronave una cámara rotativa, el diseño del morro estándar podría no estar preparado para la cogida de este sistema, o no permitirle la colocación adecuada que proporcione el campo de visión óptimo. Sin embargo, al estar el conjunto fuselaje dividido en morro y fuselaje central, es posible el diseño y construcción de un nuevo morro adaptado a las necesidades de este equipo, conservando el fuselaje central al completo, con el consecuente ahorro de tiempo, esfuerzo y dinero.

El diseño modular de Céfiro permite otras muchas configuraciones de aeronaves entre las que cabe destacar:

- Implementación de múltiples sistemas de aviónica con solo modificar la bodega de carga del morro.
- Modificaciones de la geometría del ala (que está dividida en 2 extremos y una sección central), conservando el resto de elementos de la aeronave, o incluso alguna de las partes del ala.
- Introducción de cambios en la cola: uso de una cola alta que permita evitar el chorro de la hélice o variación de su geometría.

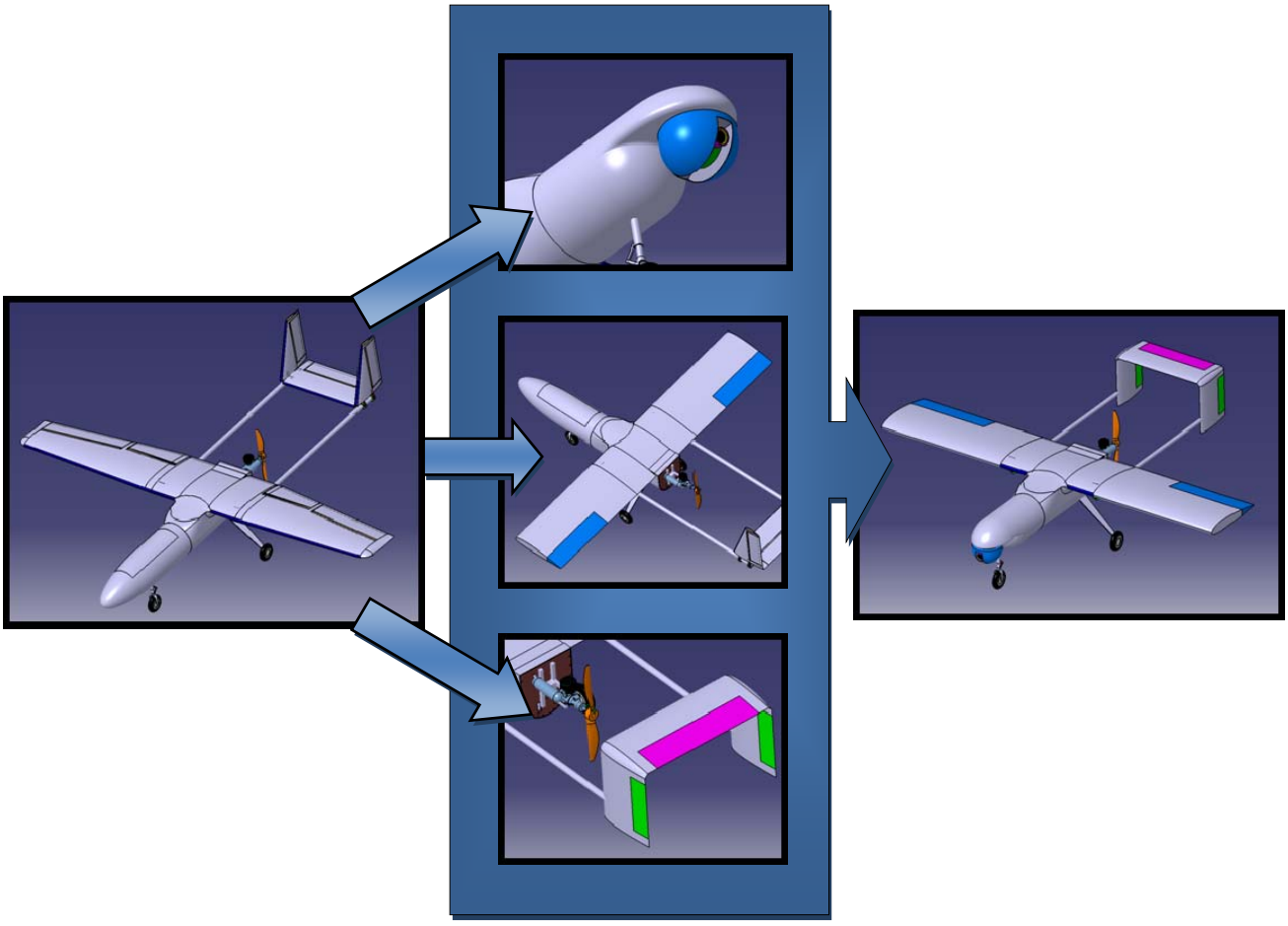


Fig. 2.1.2 - Esquema que muestra las posibilidades de modificación de Céfiro, gracias a su diseño modular.

En definitiva, las posibilidades de rediseño y adaptación del UAV Céfiro a nuevos escenarios son muy amplias.

Facilidad de reparación

Como se ha comentado anteriormente, dado su fuerte carácter de plataforma de pruebas, este UAV estará implicado en misiones muy variadas y se prevé que se necesite realizar algún tipo de reparación durante su vida útil. Esto se ha tenido en cuenta en su diseño:

- Se han empleado materiales muy fáciles de reparar como es la madera, cuya unión es pegada, y en las zonas de unión principales del primer prototipo se ha optado por el acero, que es fácil de trabajar y de unir mediante soldadura o tornillería.
- El diseño es modular, luego si el accidente ha afectado a alguna parte, sólo se tendría que reconstruir ésta y no implicaría la construcción de grandes piezas. Por ejemplo, el ala se divide en dos extremos y la zona central y es muy posible que en un impacto lateral sólo uno de los extremos del ala quede muy afectado, ya que la parte central es muy solida y resistente y el otro extremo quedaría fuera del contacto con el suelo, lo que implicaría reconstruir sólo un tercio del ala. Lo mismo ocurre con el conjunto fuselaje, ya que un impacto frontal afectaría principalmente al morro quedando protegido el fuselaje central y el motor.

Sorprende de manera especial la facilidad de reparación de la madera de balsa, tan sólo hay que colocar las dos piezas en contacto y aplicar en la grieta una gota de pegamento cianocrilato que se extenderá por capilaridad a través de toda la fisura, resultando una unión más resistente que la propia madera de balsa. El resto de maderas como el contrachapado de abedul (en adelante “contrachapado”) o el abeto tienen una reparación más elaborada, en la que se emplea resina epoxi (en adelante “epoxi”) como pegamento de unión.

Sencillez, repetitividad y precisión en la construcción.

Se tiene constancia de que para construir un KIT comercial de una aeronave de este tipo (en el que la mayoría de las piezas vienen ya cortadas) se pueden emplear unos 5 o 6 meses con 3 personas trabajando en el mismo. En el proyecto Céfiro esto no podía ser así, ya que sería construído por estudiantes y su tiempo es limitado. Por tanto, desde un principio había algo claro, tenía que diseñarse de tal manera que el proceso de construcción fuera lo más rápido posible.

En la construcción interviene otro factor importante, los estudiantes encargados no son grandes expertos en construcción de aviones radiocontrol, por lo que la construcción, además de rápida, debía de ser sencilla. Dentro de la fabricación de la aeronave se distinguen dos fases claramente diferenciadas: el corte de piezas y el ensamblado de las mismas.

Para agilizar el proceso de corte se ha empleado una máquina de control numérico HEIZ High-Z/S1000T. La precisión alcanzada por la máquina es muy alta, de 0,00187 mm, sin embargo la precisión mostrada en la madera es mucho peor, aunque más que suficiente para esta aplicación.

Dos factores intervienen de manera crucial en la sencillez y rapidez:

- El uso extensivo de utillajes, hasta tal punto de haber eliminado (excepto en los estabilizadores verticales) el uso de planos para referenciar la posición de las piezas (ver Fig. 2.1.3A).

- El diseño del Céfiro es auto-referenciador, esto es, al ir construyendo cada parte, las piezas que se colocan sirven como soporte y referencia para las siguientes. De esta forma, las secuencias de colocación de piezas son realmente sencillas (ver Fig. 2.1.3B).

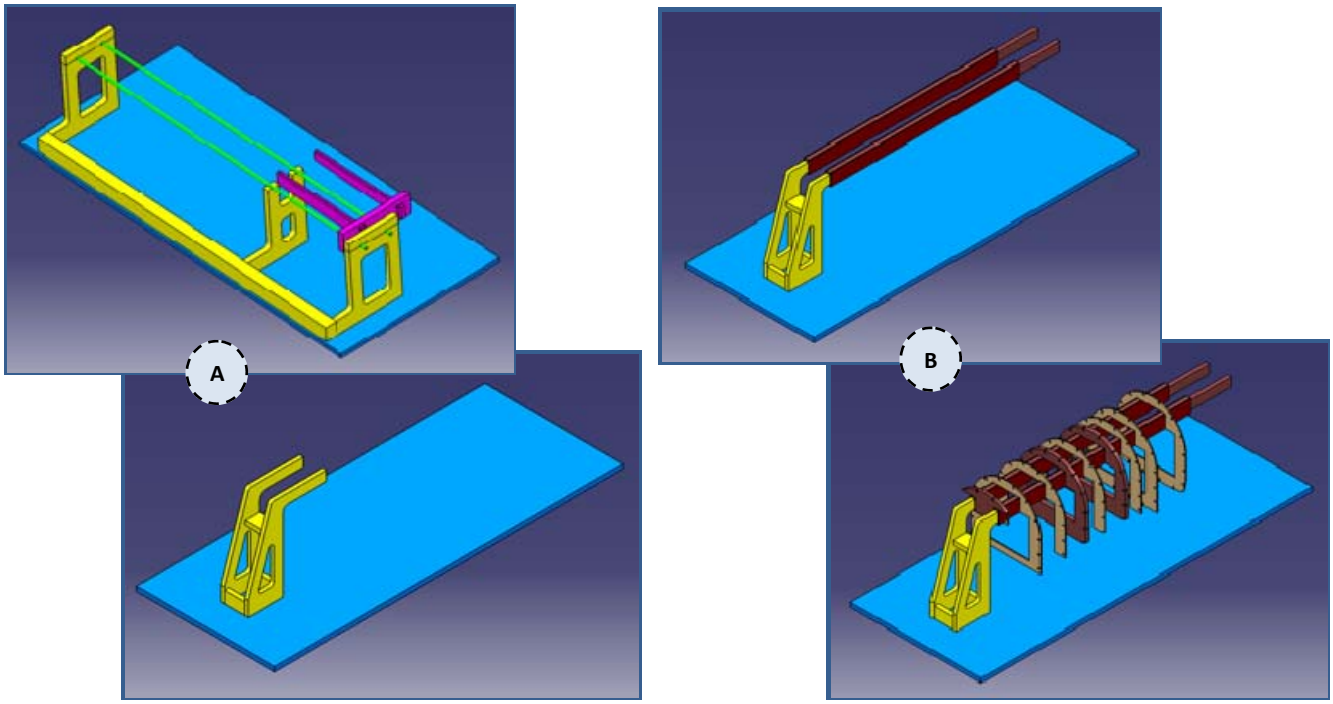


Fig. 2.1.3 – A) imágenes del utillaje extremo de ala, y del morro-fuselaje. B) se aprecia como una vez colocados los largueros maestros, estos sirven para colocar correctamente todas las cuadernas.

Con el uso de utillajes y de piezas cortadas por control numérico a partir de un modelo de CATIA, la repetividad de las partes está garantizada. Esto es un factor fundamental ya que cada parte es idéntica (muy aproximada) a otra anteriormente construida contribuyendo de esta forma a la reparabilidad de la aeronave.

Este conjunto de técnicas permiten, que una vez cortadas las piezas, y con 2 personas trabajando, el esqueleto de un extremo de ala pueda ser construido aproximadamente en 8 horas, un morro en 6 horas o un estabilizador horizontal en 2 horas.

2.2 Características principales del diseño

Los siguientes datos geométricos y predicciones de las actuaciones son resultado del estudio realizado por los encargados de las diferentes áreas (Aerodinámica, Propulsión, Estabilidad, Estructura y Fabricación e Integración de Sistemas) para cumplir los requisitos de la misión propuesta.

Datos geométricos		Actuaciones (para 1,5kg de combustible y motor Thorn 45)	
Superficie alar	1,143 m^2	**Autonomía máxima**	2h 30min
Superficie cola horizontal	0,176 m^2	**Velocidad de autonomía máxima**	18 m/s (64,8 km/h)
Superficie cola vertical	0,173 m^2	**Alcance máximo**	174,9 km
Cuerda media del ala	0,406 m	**Velocidad de alcance máximo**	20,5 m/s (73,8 km/h)
Cuerda encastre del ala	0,460 m	**Máxima tasa de subida**	600 feet/min
Cuerda extremo del ala	0,309 m	**Máximo gradiente**	17 %
Aspect ratio	7,27	**Distancia de despegue**	180,4 m (59,3 m de rodadura)
Envergadura del ala	2,81 m	**Distancia de aterrizaje**	613 m (78,3 m de rodadura)
Longitud del fuselaje	1,52 m	**Máxima velocidad de crucero**	39 m/s (140,4 km/h)
Masa en vacio (con 2 kg de combustible)	15 kg	**Velocidad de entrada en pérdida (config. sucia)**	13,08 (47 km/h)
Masa con carga de pago	25 kg	**Velocidad de entrada en pérdida (config. limpia)**	15,08 (54,3 km/h)

En el área de estructuras, los requisitos que han condicionado en mayor medida el diseño estructural del UAV Céfiro son:

1. Configuración propulsora tipo “pusher”, con un motor de 45 cm^3, y un tamaño de hélice que oscila entre los 40 y 55 cm de diámetro. Esta configuración en pusher permite instalar la carga de pago en una posición de privilegio en el interior de la aeronave, sobre todo en lo referente a cámaras y otros sistemas que requieran visión del entorno.

En el Céfiro el conjunto fuselaje mide 1,52 m y se divide en dos partes, el morro de 0,82 m de longitud y el fuselaje central de 0,7 m de longitud. El fuselaje central debe ser robusto, ya que sobre el mismo actúan fuertes esfuerzos generados en el ala, el morro, el tren principal y en la cola, transmitidos al ala a través de los tail-boom. Por tanto, esta parte está muy reforzada, contiene gran cantidad de material y es compleja en su construcción ya que hay que prever las uniones fuselaje central-ala, fuselaje central-morro, y la del tren principal. Si la configuración hubiese sido tractora, la planta motora y los sistemas de combustible se habrían situado en la parte delantera del morro, y la carga de pago en el fuselaje central.

Si se quiere realizar un diseño flexible en el que la instalación de una carga de pago con necesidades especiales (que requiera la construcción de una nueva bodega de carga) sea sencilla, no se debe optar por la configuración tractora, ya que implicaría la reconstrucción del fuselaje central que es compleja y contiene todas las uniones con las demás partes.

Por consiguiente, un punto a favor de la configuración pusher, es la facilidad de instalación de cargas de pago que requieran modificaciones del diseño, ya que solo implica rediseñar el morro, que es una pieza muchísimo más sencilla en su diseño y construcción que el fuselaje central.

En definitiva, en la configuración pusher se busca la facilidad de operación e instalación de la carga de pago.

2. El ala tiene unos 2,8 metros de envergadura con un perfil NACA 2415, y estrechamiento. Un ala tan larga plantea problemas como transporte, y complejidad de construcción de una pieza tan grande. Por tanto se debía diseñar en dos o tres partes. Dos partes implicaría la construcción de dos mitades de 1,4 m cada una, un tamaño nada despreciable, además de la complejidad que implica la unión de cada mitad al fuselaje en un punto donde los momentos generados por la semiala son máximos.

   Sin embargo, un diseño en tres partes (central y dos extremos) tiene muchas ventajas. La primera es la facilidad de construcción de cada una de ellas, ya que ninguna de las tres partes supera el metro de longitud. Segundo, la facilidad de transporte, ya que tres piezas de aproximadamente 1 metro de longitud caben sin problemas en cualquier maletero de un coche. Tercero, la pieza central del ala, de concepción robusta, es la que lleva prácticamente toda la responsabilidad estructural. Esta parte está sometida a toda la solicitación de la cola, transmitida a través de los tail-booms, y soporta los grandes esfuerzos que se dan en el encastre, además de transmitir todas estas cargas al fuselaje. Por tanto, el diseño en tres partes posibilita que los extremos del ala tengan una estructura sencilla y ligera, y sea la pieza central la que concentre refuerzos estructurales y la complejidad de las uniones tail-boom con ala, y fuselaje-ala. Cuarto, el diseño en tres piezas contribuye a la modularidad y facilidad de reparación, premisas establecidas como prioritarias desde un principio en el diseño del Céfiro.

3. La cola tiene un montaje sobre tail-booms, con estabilizador horizontal de 60 cm de longitud, y dos estabilizadores verticales de 40 cm de longitud. Tanto el estabilizador horizontal como el vertical tienen un perfil NACA 0012.

   El montaje sobre tail-booms es necesario al ser la configuración motora tipo “pusher”. Este tipo de cola permite con facilidad introducir cambios en la estabilidad de la aeronave, ya que se puede variar la posición de la cola modificando la longitud de los tubos que la sostienen. Esta flexibilidad no sería posible en el caso de una cola adherida al fuselaje, ya que requeriría la modificación de la longitud del mismo. Sin embargo este tipo de montaje de cola suscita inconvenientes desde el punto de vista estructural.

   En primer lugar están los fuertes esfuerzos a los que son sometidos el tubo, y la zona de cogida de los mismos en el ala. Esto obliga a seleccionar tubos con bastante espesor y diámetro, y a reforzar mucho el ala central (ver Fig. 2.2.1B).

   Por otro lado está el peso. Dos tubos de aluminio de unos 1,5 m y sus correspondientes cogidas, que en el caso del CÉFIRO 01 se construyeron con placas de acero galvanizado soldadas a un pequeño tubo de acero inoxidable, pesan mucho más que el fuselaje equivalente (en balsa y contrachapado) que haría falta si la configuración de cola fuera estándar (ver Fig. 2.2.1A). Esto provoca que el centro de gravedad se desplace hacia atrás, y que para mantener la estabilidad de la aeronave haya que colocar la carga de pago bastante adelantada.

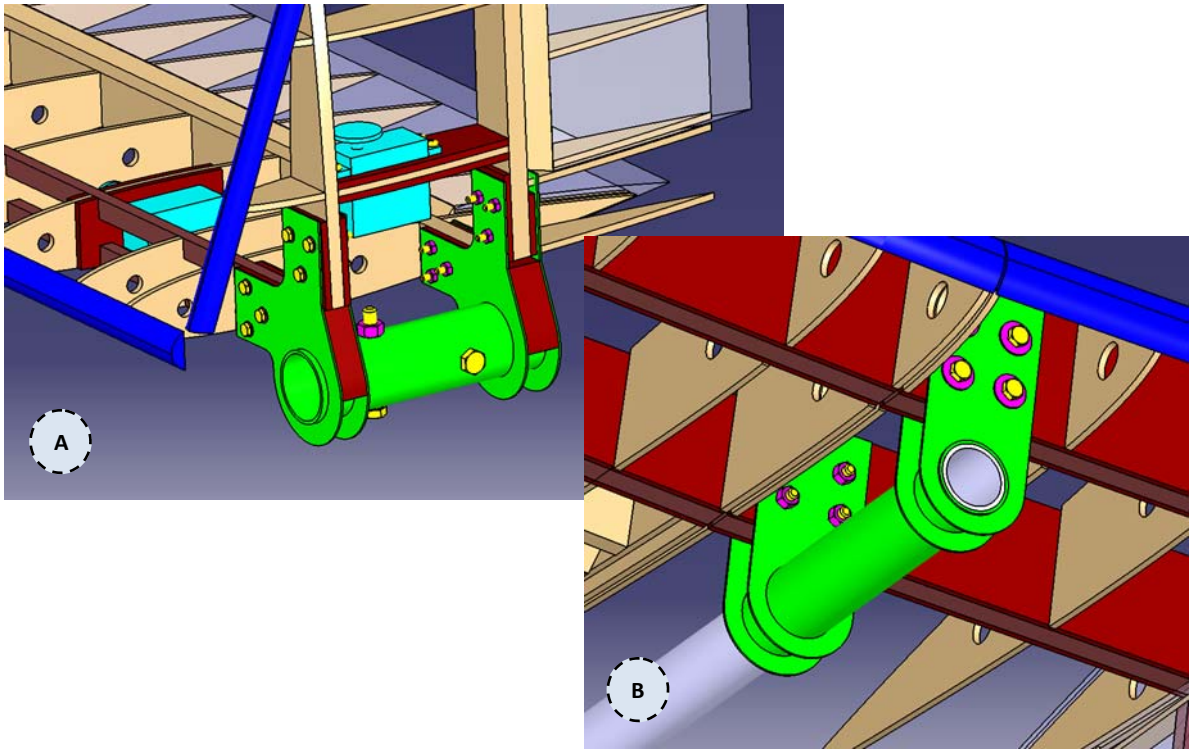


Fig. 2.2.1 - Imágenes de las cogidas del tail-boom. A) cogida de los tail-boom en la cola. B) cogida de los tail-boom en el ala central.

2.3 Partes que componen el Céfiro

En el UAV Céfiro se distinguen 3 conjuntos principales: conjunto fuselaje, que se subdivide en morro y fuselaje central; el conjunto alar, que está dividido en dos extremo de ala y el ala central; y el subconjunto cola, con dos estabilizadores verticales, y el estabilizador horizontal. A continuación se hace un resumen muy breve de las características fundamentales de cada uno de estos conjuntos. En capítulos posteriores se detallarán todas las decisiones tomadas, y los cálculos realizados para su dimensionado.

Conjunto fuselaje

Se subdivide en morro y fuselaje central. Se ha optado por un diseño en el que la bandeja donde se sitúa la carga de pago sea continua, sin discontinuidad entre el morro y fuselaje central, de esta manera se tiene un espacio diáfano con gran superficie para sujeción de carga.

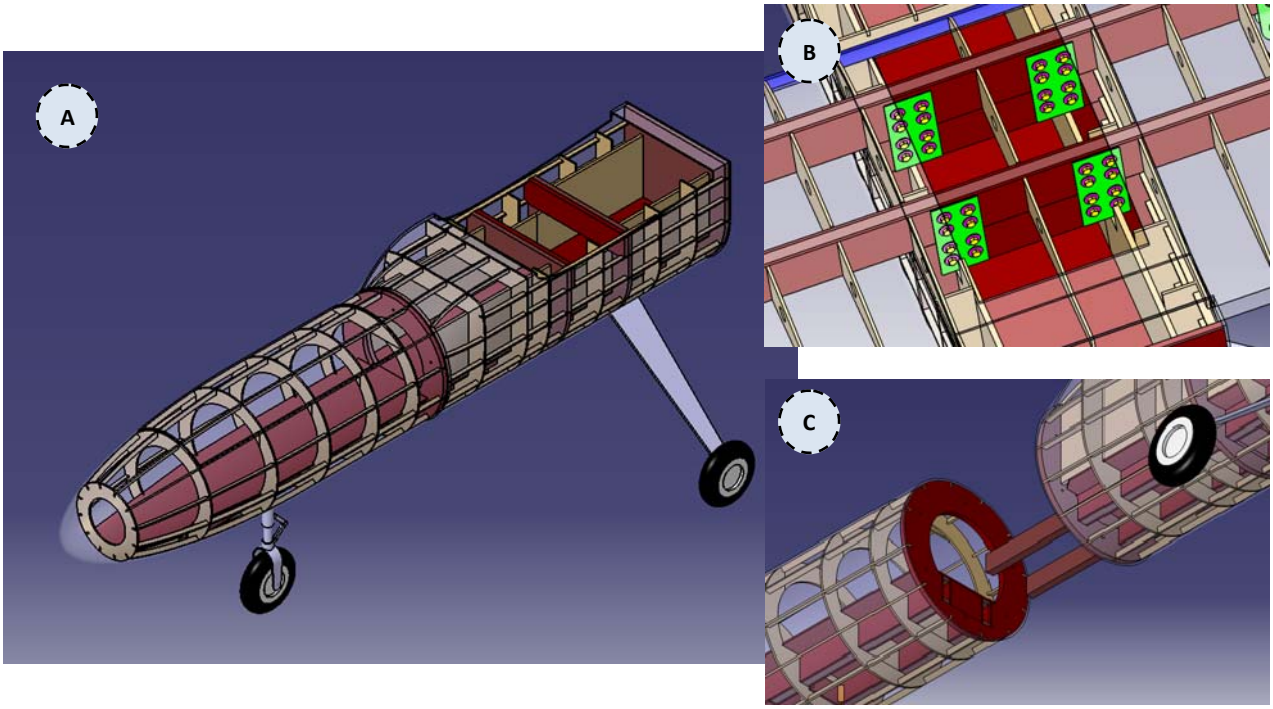


Fig. 2.3.1 – A) imagen del conjunto fuselaje. B) unión ala-fuselaje. C) unión morro-fuselaje central.

Un elemento fundamental en la estructura del fuselaje son los largueros maestros. Se trata de dos vigas que adheridas al suelo recorren la parte inferior del fuselaje (ver Fig. 2.3.2). Forman junto con el suelo y las piezas intermedias que los unen, un cajon al que se transmite de manera directa las fuerzas de inercia generadas por el peso de la carga de pago, las cargas del tren de aterrizaje, y la fuerza de sustentación del ala.

La unión morro-fuselaje central se realiza a través de dos machos que salen del fuselaje central y se introducen en el hueco interior de cada larguero maestro del morro (ver Fig. 2.3.1C y Fig. 2.3.2). Para asegurar la unión se emplean 6 tornillos que van enroscados en unas piezas metálicas insertadas en la madera.

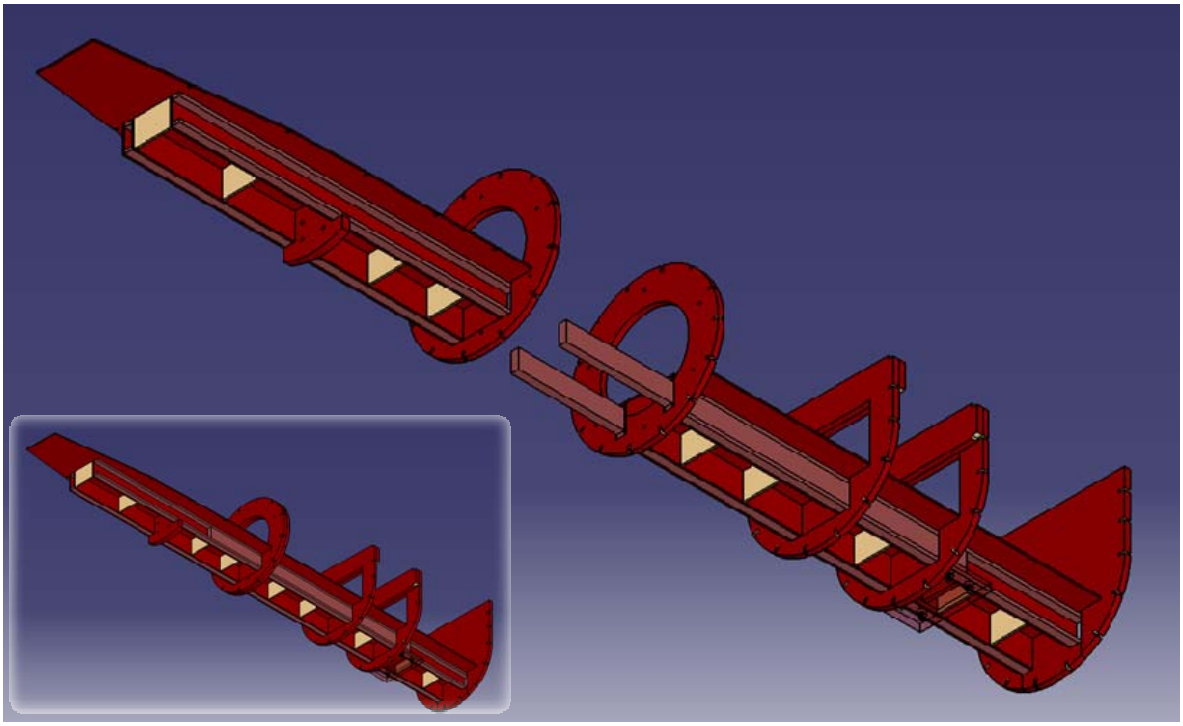


Fig. 2.3.2 - Imagen de los elementos estructurales principales del fuselaje: largueros maestros, suelo, cuadernas de unión con el ala y cortafuegos. Tambien se obseva el sistema de unión morro-fuselaje.

La unión ala-fuselaje se consigue mediante 8 placas atornilladas (se emplean tornillos con arandela y tuerca autoblocante) que unen los largueros del ala con las cuadernas correspondientes del fuselaje (ver Fig. 2.3.1B).

Los depositos de combustibles y sistemas asociados al motor (sistema de encendido electrónico, conducciones de transporte de combustibles, filtros, etc.) se situan en la parte final de la bandeja de carga, cerca del cortafuegos, en el que va atornillado el motor. Además, en el fuselaje central se alberga el sistema receptor y las baterías.

Conjunto alar

Se compone de tres piezas: dos extremos de ala y el ala central. En los extremos del ala se situan los alerones y flaps, que se accionan mediante los correspondientes servomotores. Los servos se situan en huecos dispuestos en las costillas, que para más seguridad son reforzados con un doble marco de contrachapado. Más adelante se tratará con mayor detalle todo lo relacionado con servos y el mecanismo de accionado de superficies.

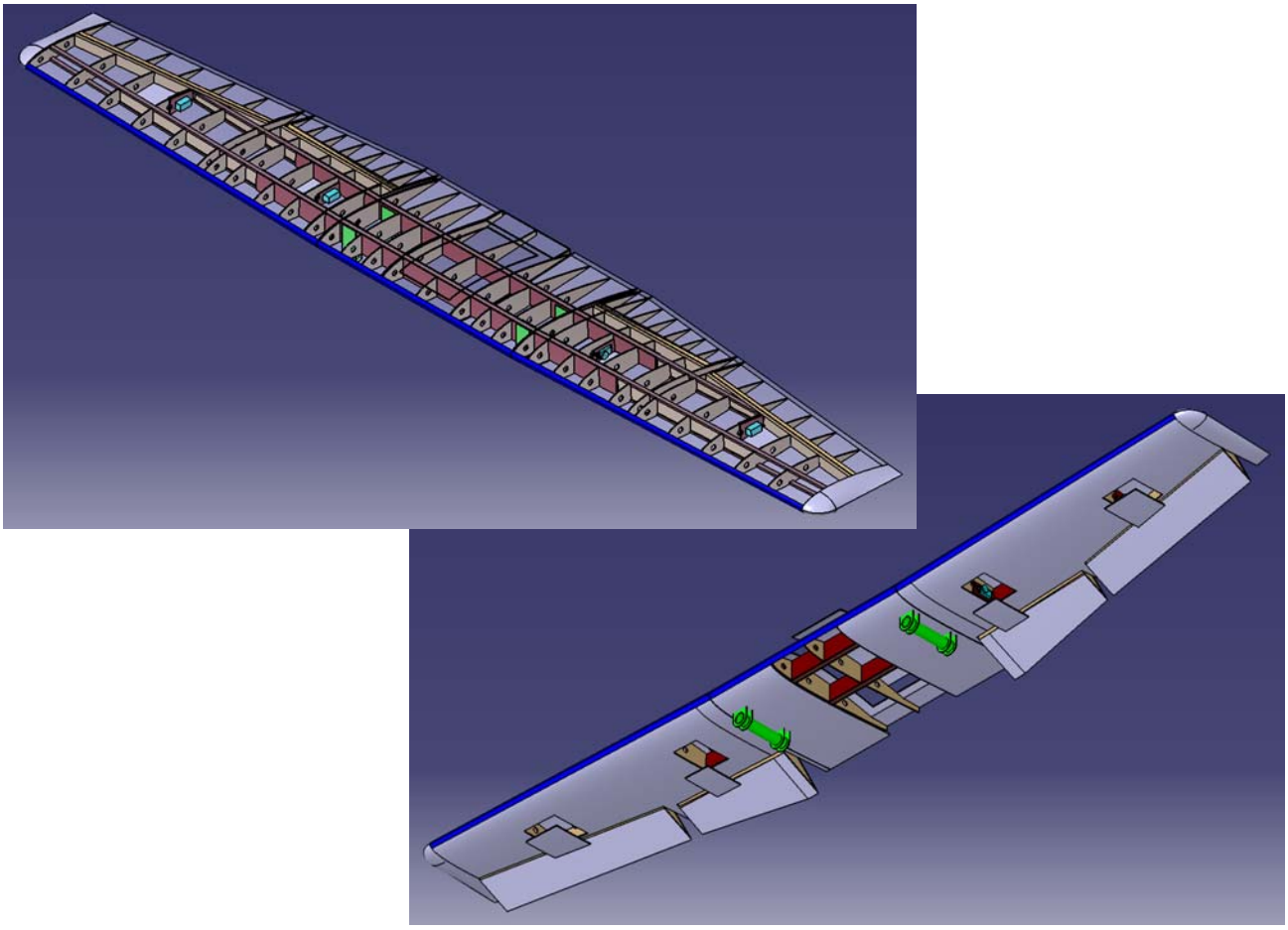


Fig. 2.3.3 - Imágenes del conjunto alar. Arriba se muestra en detalle la estructura. Abajo, las superficies de control se han deflectado 30º, se aprecian las cogidas de los tail-boom y se distinguen las diferentes compuertas de acceso a servos y a fuselaje central.

En el ala central se encuentran las uniones con otras partes de la aeronave. Este hecho, junto con los fuertes esfuerzos a los que está sometido el encastre del ala debido a la sustentación generada en los extremos de de la misma, hacen que sea necesario reforzar fuertemente esta parte del conjunto alar.

En la unión ala central-extremo de ala, el núcleo macizo de los largueros del ala central se introduce en el hueco interno de los largueros del extremo de ala (ver Fig. 2.3.4). De esta manera todavía queda un grado de libertad, y para eliminarlo se practican unos taladros coincidentes en ambas partes, núcleo del ala central y larguero del extremo del ala, en el que se introduce una pieza metálica que permite enroscar un tornillo que impide el movimiento relativo de ambas partes.

La unión con el tail-boom consiste en 4 placas soldadas a un tubo que tiene como diámetro interno el diámetro externo del tail-boom. Las placas se unen a los largueros del ala central mediante tornillos con arandela y tuerca autoblocante (ver Fig. 2.2.1B).

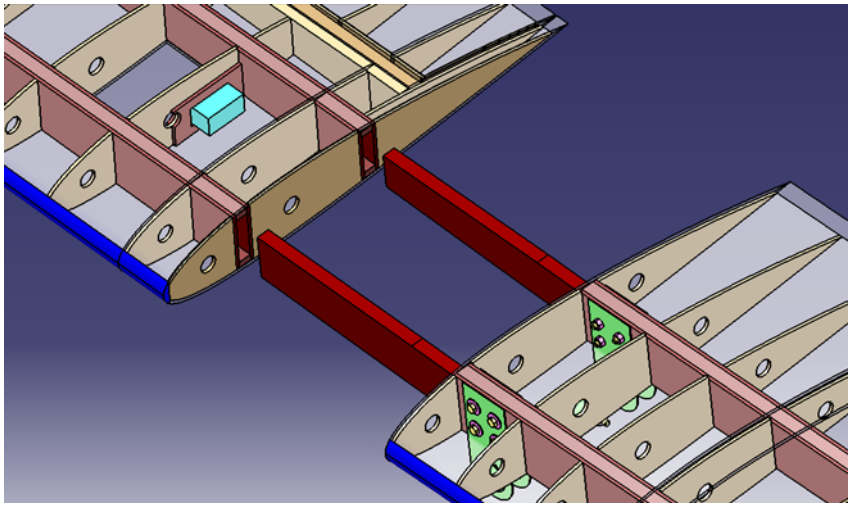


Fig. 2.3.4 - Imagen de la unión ala central-extremo alar.

Conjunto cola

Se compone de dos estabilizadores verticales, el estabilizador horizontal, timones de dirección y profundidad, y los tail-boom que unen la cola con el ala central (ver Fig. 2.3.5). De nuevo los servos van alojados en huecos practicados en las costillas reforzados con marcos de contrachapado.

La unión entre estabilizadores verticales y el horizontal es similar a la del ala central, solo que en este caso las placas tienen forma de L (ver Fig. 2.2.1A). Estas placas quedan unidas mediante tornillos, arandelas y tuercas autoblocantes al estabilizador vertical y horizontal resultando una unión muy robusta.

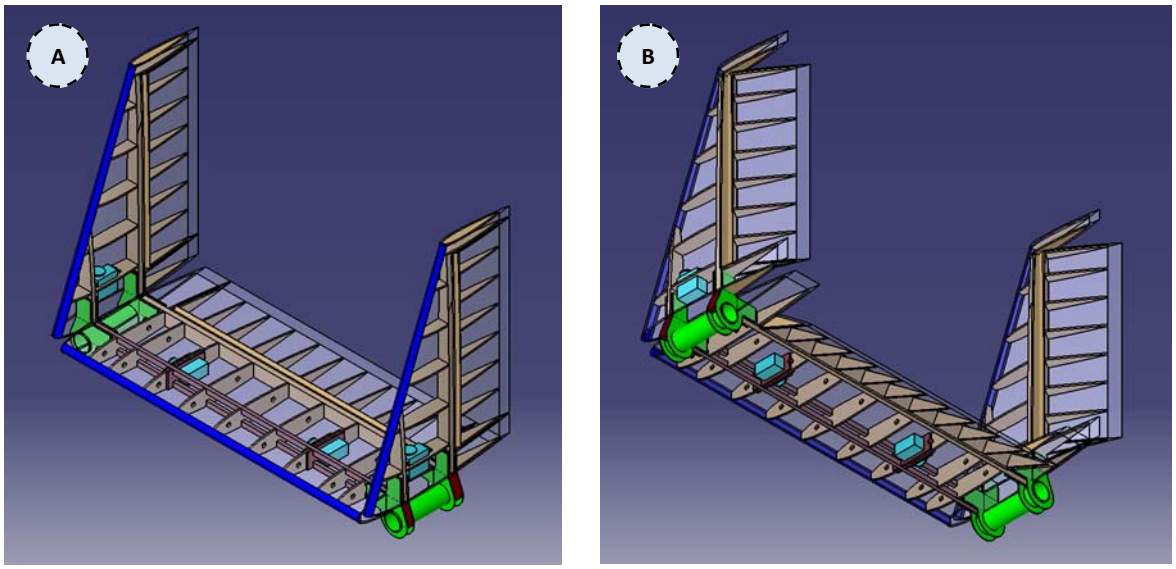


Fig. 2.3.5 – A) vista superior de la cola. B) vista inferior de la cola con deflexión de 30º aplicada a las superficies de control.

3. Descripción de materiales

En el diseño de aviones radiocontrol se emplean gran variedad de materiales, desde maderas de baja densidad como la balsa, hasta materiales compuestos de madera como el contrachapado, o compuestos de fibra y matriz como la fibra de vidrio o la fibra de carbono.

La selección de materiales en aviones radiocontrol atiende principalmente a las siguientes características:

- El objetivo principal del diseño estructural es conseguir una estructura con los elementos estrictamente necesarios para que soporte la carga aerodinámica, e inercial que sufrirá la aeronave en vuelo. Por tanto habrá que seleccionar materiales con una resistencia específica alta, de manera que para llegar a una determinada resistencia en un elemento de la estructura no se aumente en exceso el peso de la aeronave.
- Al tratarse de una fabricación artesanal, y sin grandes medios y tecnologías de fabricación, deberá ser fácilmente ensamblable. Por ello, en la selección de materiales, habrá que elegir materiales cuya unión sea sencilla.
- Otra característica deseable en los materiales empleados, especialmente en la construcción del prototipo, es la facilidad de corrección de errores de diseño o fabricación y la facilidad de reparación.

Atendiendo a estas cualidades deseables, el mejor material para construcción de aeronaves radiocontrol es la madera, y dentro de este grupo, como se verá más adelante, por su resistencia específica, facilidad de unión y reparación, la madera de balsa.

Hay que señalar que la madera tiene un comportamiento ortótropo. Este tipo de material queda definido por 9 constantes, pero en el caso de tensión plana de una lámina (como costillas, largueros, y revestimiento) el número de constantes se reduce a 4. Estas constantes características han sido extraídas de [1] y se muestran en la descripción de cada uno de las maderas. Posteriormente se discutirán las dificultades de análisis que entrañan los materiales ortótropos. A continuación se hará una descripción detallada de cada uno de los materiales que habitualmente se emplean en radiocontrol.

3.1 Madera de balsa

La madera de balsa proviene del balso (Ochroma Pyramidale), árbol que crece en la selva subtropical del Ecuador y otros países sudamericanos. Pero es la balsa proveniente del ecuador, debido a las privilegiadas condiciones climatológicas de la cuenca del Río Guayas, la de mayor desarrollo y calidad. La altura de este árbol llega a los 20-25 metros, con troncos de entre 0,75 y 0,90 metros de diámetro. Se tala a los 3 o 4 años de vida, y si se realiza un corte transversal al tronco, su estructura interna presenta gran cantidad de pequeños alveolos que le dan su preciada ligereza.

Se trata de la madera más ligera conocida. Aunque ligera, es resistente, con lo cual la hace muy útil en numerosas aplicaciones. Su densidad media oscila entre los 100 y 150 kg/m^3, haciéndola más liviana incluso que el corcho.

En la siguiente tabla se muestran las características técnicas de esta madera. Los valores de las tablas son válidos para un 12% de contenido en humedad. Para una definición detallada de cada una de estas constantes, consultar el Apéndice 1.

Propiedades elásticas:

	E_L	E_T	E_R	G_{LR}	G_{LT}	G_{RT}	υ_{LR}	υ_{LT}	υ_{RT}	υ_{TR}	υ_{RL}	υ_{TL}
	(MPa)											
Balsa	3400	51	156,4	183,6	125,8	17	0,229	0,488	0,665	0,231	0,018	0,009

Propiedades resistentes:

	Modulo de ruptura	Compresión paralela al grano	Cortante paralelo al grano	Trabajo hasta máxima carga	Dureza
	(MPa)			(kJ/m^3)	(N)
Balsa	21,4	14,9	2,1	14	-

La balsa, cumple perfectamente con las tres premisas establecidas anteriormente. Es un material con una resistencia específica alta, una unión muy sencilla, y una facilidad de trabajo y reparación sorprendentes.

El ensamblado de piezas de madera de balsa es realmente sencillo. Si se desean pegar el canto de dos piezas, o un canto con una superficie, lo único que hay que hacer es colocarlas en contacto y dejar caer desde la zona superior gotas de pegamento cianocrilato hasta que la zona mojada alcance el punto inferior de la unión. El pegamento cianocrilato se extenderá por capilaridad por toda la zona de contacto.

Para el pegado de dos superficies, hay que extender pegamento cianocrilato en una de las dos y unirlas presionándolas fuertemente durante unos segundos hasta que le pegamento reaccione. Hay disponibles pegamentos cianocrilato de diferentes velocidades: rápido, medio y lento. Se emplea uno u otro en función de la complejidad de la unión.

Al ser tan fácil el pegado de dos elementos de madera de balsa la facilidad de reparación resulta abrumadora. En el siguiente ejemplo (ver Fig. 3.1.1), una parte de una cuaderna se desprendió tras un golpe accidental. La reparación es tan sencilla como colocar las dos piezas en contacto, y aplicar pegamento cianocrilato rápido en la zona de unión. Este se extenderá por capilaridad abarcando toda la zona rota, y tras el secado quedará una pieza más resistente en esta zona de lo que era antes de la rotura. En definitiva, gracias a la facilidad de reparación de la balsa, la aparición de alguna grieta o rotura durante el proceso de construcción no fue un problema mayor.

Fig. 3.1.1 - Proceso de reparación de una pieza de balsa

3.2 Madera de abeto (spruce)

La madera de abeto, en concreto el Sitka Spruce (especie picea sitchensis), es una gran conífera perenne que crece hasta los 50-70 m de alto (excepcionalmente hasta 100 m), con un tronco que alcanza los hasta 5 m de diámetro (excepcionalmente hasta 7 metros). Es con diferencia la especie más abundante de abeto, y la tercera conífera más alta del mundo. Su nombre proviene de la comunidad Sitka en Alaska, donde está ampliamente extendido.

Sus principales cualidades son una alta resistencia específica, y una estructura interna regular carente de nudos, que la hace un excelente conductor del sonido. Por estas razones es muy empleada en la fabricación de instrumentos musicales, construcción de barcos y aeronaves de construcción casera.

En aeromodelismos su dureza, resistencia, y capacidad de presentar grandes deformaciones antes de la rotura, lo hacen un material idóneo para su uso como larguerillos.

En la siguiente tabla se muestran las características técnicas de esta madera. Los valores de las tablas son válidos para un 12% de contenido en humedad. Para una definición detallada de cada una de estas constantes, consultar el Apéndice 1.

Propiedades elásticas:

	E_L	E_T	E_R	G_{LR}	G_{LT}	G_{RT}	υ_{LR}	υ_{LT}	υ_{RT}	υ_{TR}	υ_{RL}	υ_{TL}
	(MPa)											
Balsa	9900	425,7	772,2	633,6	603,9	29,7	0,372	0,467	0,435	0,245	0,040	0,025

Propiedades resistentes:

	Modulo de ruptura	Tracción perpendicular al grano	Compresión paralela al grano	Compresión perpendicular al grano	Cortante paralelo al grano	Trabajo hasta máxima carga	Dureza
	(MPa)					(kJ/m^3)	(N)
Sitka Spruce	65	2,6	35,7	3	6,7	65	2300

Dado que el abeto carece de las propiedades de capilaridad de la balsa, para su pegado es conveniente emplear pegamento de resina epoxi.

3.3 Contrachapado de abedul (birch plywood)

El contrachapado es un material formado por láminas de madera pegadas entre sí. Las ventajas principales desde el punto de vista de la construcción de aeronaves son:

- Propiedades más uniformes que la madera. La madera tiene una resistencia 18 veces superior en una dirección respecto a la otra. Pero si se pegan laminas de ese mismo material en direcciones perpendiculares, se obtiene un material con unas propiedades mucho más homogéneas.
- Gran capacidad para retener la propagación de grietas. Si en una lámina se inicia una grieta, y esta se propaga a lo largo de la veta, en general, no será capaz de propagarse a las láminas vecinas, ya que habrá una interfase de pegamento intermedia, y además, las láminas colindantes tienen una orientación perpendicular con lo cual no están en la dirección preferente de propagación de la grieta. Esto hace del contrachapado un material muy tolerante al fallo.
- El contrachapado es un material idóneo para el uso de tornillería. Materiales como la balsa o el abeto son incapaces de soportar la solicitación de un tornillo. Esto es debido a que estos materiales son muy poco resistentes en la dirección perpendicular al grano, y en cuanto se introduce un tornillo, este realiza un efecto cuña o tracción perpendicular a la veta que tiende a separar la madera, rompiéndola y haciéndola inservible. En el contrachapado esta tracción es soportada por las láminas colindantes que sí se encuentran en la dirección preferente de esta solicitación.

Dentro de la variedad de contrachapados existentes en el mercado se ha empleado el contrachapado de abedul que presenta unas propiedades de resistencia excelentes.

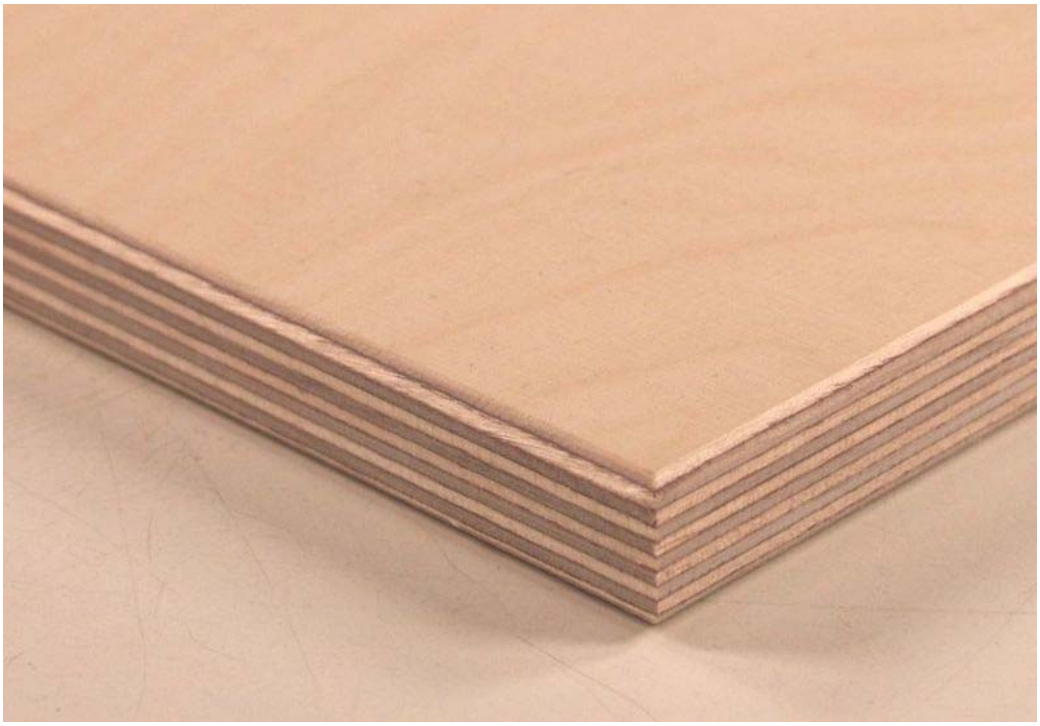


Fig. 3.3.1 - Detalle de las láminas que constituyen el contrachapado de abedul.

En la siguiente tabla se muestran las características técnicas de la madera de abedul. Los valores de las tablas son válidos para un 12% de contenido en humedad. Para una definición detallada de cada una de estas constantes, consultar el Apéndice 1.

Propiedades elásticas:

	E_L	E_T	E_R	G_{LR}	G_{LT}	G_{RT}	υ_{LR}	υ_{LT}	υ_{RT}	υ_{TR}	υ_{RL}	υ_{TL}
	(MPa)											
Abedul (Birch, yellow)	13900	695	1084,2	1028,6	945,2	236,3	0,426	0,451	0,697	0,426	0,043	0,024

Propiedades resistentes:

	Modulo de ruptura	Tracción perpendicular al grano	Compresión paralela al grano	Compresión perpendicular al grano	Cortante paralelo al grano	Trabajo hasta máxima carga	Dureza
	(MPa)					(kJ/m^3)	(N)
Abedul (Birch, yellow)	114	6,3	56,3	6,7	13	143	5600

Para unir el contrachapado de abedul a otros materiales se emplea pegamento de resina epoxi.

3.4 Madera de pino

Para los núcleos de los largueros, que actúan como elementos de unión entre el morro y el fuselaje y entre el ala central y los extremos de ala (ver Fig. 2.4.1), había que seleccionar una madera muy resistente sin acudir al contrachapado ya que la mitad de sus capas están orientadas en una dirección perpendicular a los esfuerzos principales. Hay gran diversidad de maderas disponibles en el mercado, pero se seleccionaron listones de pino con veta unidireccional y sin nudos (comprados en proveedor [P1]), que presentan una dureza y resistencia muy altas.

Hay una gran variedad de maderas de pino, y sus propiedades mecánicas son muy diferentes. Por tanto, para caracterizar la madera de pino adquirida habría que realizar un ensayo de flexión para determinar la máxima carga de rotura. No obstante, el equipo de construcción decidió que los listones de pino adquiridos eran adecuados y que no era necesario el ensayo.

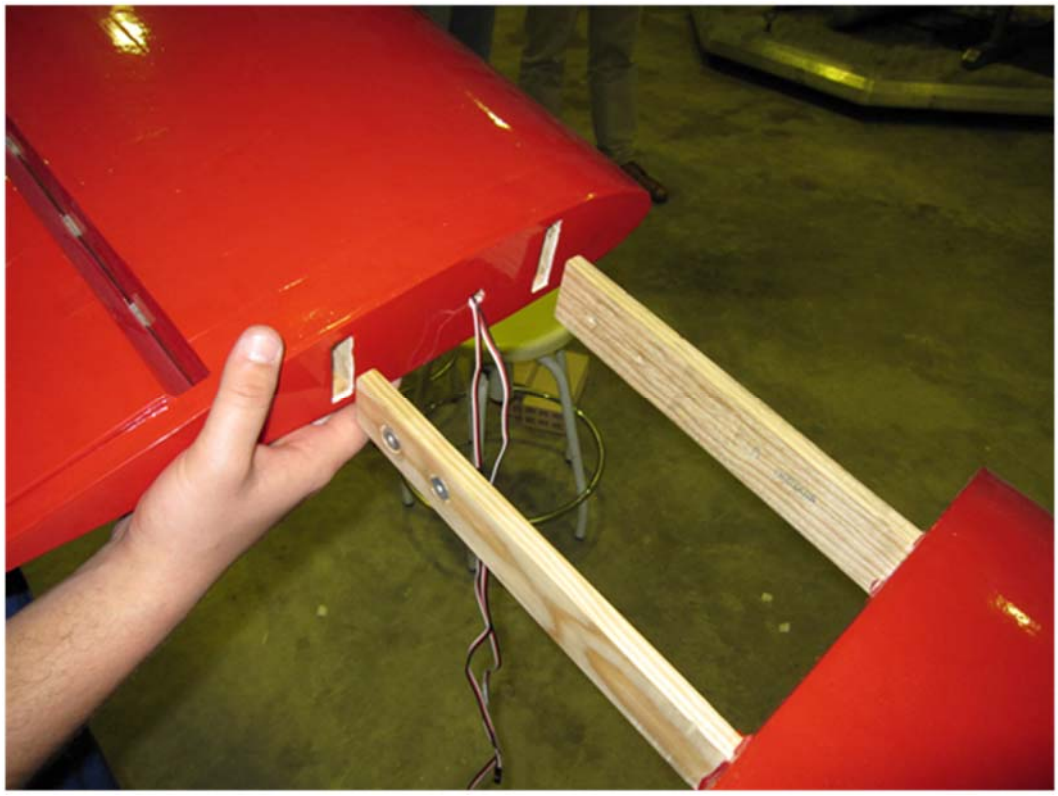


Fig. 2.4.1 - La imagen muestra los núcleos de los largueros construidos en pino.

3.5 Materiales metálicos: aluminio y acero galvanizado.

En el diseño del Céfiro se han incluido materiales metálicos que es necesario caracterizar.

Aluminio

Se ha empleado aluminio en los tubos del tail-boom, en concreto la aleación magnesio silicio 6063 estado T5. Sus características técnicas se pueden consultar en la página web del proveedor [P2], pero se adjuntan aquí para facilitar la consulta:

Tratamientos Térmicos
Puesta en solución: 520º C + - 5º C. de 0,5 a 1 hora.
Temple en agua fría (40º C máx). Rápido.
Maduración: Estado T4, 8 días mínimo 20º C.
Maduración artificial: Estado T6, 8 horas a 170 ºC +-5 C ó 6 horas a 185ºC +-5º C.
Recocido: 1. a 2 horas a 380º - 420º C, seguido de enfriamiento lento. Obtención de piezas forjadas: 350º a 500º C.

Aptitudes tecnológicas

MB: muy buena
B: buena
R: regular
M: mala, evitar

Soldadura
- A la llama .....(B)
- Al Arco bajo gas argón.....(B)
- Por resistencia eléctrica.....(MB)
- Braseado .....(MB)

Mecanización:
-Fragmentación de la viruta. **En estado T5**(R)
-Brillo de superficie..... **En estado T5**(MB)

Comportamiento Natural
-En ambiente rural.....(MB)
-En ambiente industrial.....(MB)
-En ambiente marino.....(B)
-En agua de mar .....(R)

Embutición:
-Por expansión ..... **En estado T5** (M)
-Embutición profunda..... **En estado T5** (R)

Anodizado
-De protección.....(MB)
-Decorativo .....(B)
-Anodizado duro .....(MB)

Repujado
-En estado:T5 .....(R)

Composición Química

%	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Otros	Al
Min.Max	0´30 0´60	0,10 0,30	0,10	0,30	0,40 0,60	0,05	0,15	0,20	0,15	Resto

Equivalencias Internacionales

USA	ESPAÑA	FRANCIA	ALEMANIA	G.B	SUECIA	SUIZA	CANADA	ITALIA
A.A. 6063	U.N.E. L-3441 38.337	AFNOR A-GS	DIN(1712-1725) AlMg4SiO,5 3.3206	B.S. H9	S.I.S. 4103	VSM Extrudal	ALCAN 50 S	UNI 3569

Propiedades Mecánicas

ESTADO	Carga de rotura	Límite elástico	Alargamiento 5,65 V So	Resistencia de la	Dureza	
					Brinell(HB)	Vickers

	Rm N/mm2	Rp 0.2 N/mm2		Cizalladura N/mm2		
T4	150	90	22	-	42	-
T5	220	170	14	140	65	-

Propiedades Físicas

Módulo elástico N/mm2	Peso específico gms/cm3	Temperatura de fusión ºC	Coeficiente de dilatac. lineal (20º-100º) 10-6/ºC	Conductividad térmica w/m ºC	Resistencia eléctrica Micro Ohm cm.	Conduct. eléctrica % IACS	
69.000	2,70	580-650	23´5	170	3´6	-	0´86

El aluminio 7075 T6 se ha empleado en la cogida del motor, y además se prevé su uso en otras partes de la aeronave, como por ejemplo, en las placas de unión del ala central con el fuselaje. Sus características técnicas se muestran a continuación:

Tratamientos Térmicos
Puesto en solución: 465 º C + - 5º C.
Temple en agua fría (40º C máx)
Maduración artificial: Estado T6, de 12 a 16 horas a 135º C + - 3 º C.
Recocido: 30 min. a 2 horas a 375º C -410º C seguido de enfriamiento lento.
Forja 400º a 450º C. Recomendado 430ºC.

Aptitudes tecnológicas

MB: muy buena
B: buena
R: regular
M: mala, evitar

Soldadura
- A la llama .....(B)
- Al Arco bajo gas argón.....(M)
- Por resistencia eléctrica.....(B)
- Braseado .....(R)

Mecanización:
-Fragmentación de la viruta..**En estado 0:** (B) **En estado T5:** (B)
-Brillo de superficie.....**En estado 0:** (B) **En estado T5:** (B)

Comportamiento Natural
-En ambiente rural.....(R)
-En ambiente industrial.....(R)
-En ambiente marino.....(M)
-En agua de mar .....(M)

Embutición:
-Por expansión ..... **En estado 0:** (M)
-Embutición profunda.....**En estado 0:** (M)

Anodizado
-De protección.....(B)
-Decorativo .....(R)
-Anodizado duro .....(MB)

Repujado
-En estado: .....(-)
-En estado: .....(-)

Composición Química

%	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti		Otros	Al
Min.Max	0,40	0,50	1,20 2,00	0,30	2´10 2´90	0,18 0,28	5,10 6,10	0,20	Zr + Ti 0,25	0,15	Resto

Equivalencias Internacionales

USA	ESPAÑA	FRANCIA	ALEMANIA	G.B	SUECIA	SUIZA	CANADA	ITALIA
A.A. 7075	U.N.E. L-3710 38.371	AFNOR A-Z5 GU	DIN(1712-1725) AlZnMgCu1,5 3.4365	B.S. L160	S.I.S. -	VSM Perenal	ALCAN 75 S	UNI 3735

Propiedades Mecánicas

ESTADO	Carga de rotura Rm N/mm2	Límite elástico Rp 0.2 N/mm2	Alargamiento 5,65 V So	Resistencia de la Cizalladura N/mm2	Dureza	
					Brinell(HB)	Vickers
0	280	150	10	-	-	-
T6	540	480	11	330	145	157

Propiedades Físicas

Módulo elástico N/mm2	Peso específico gms/cm3	Temperatura de fusión ºC	Coeficiente de dilatac. lineal (20º-100º) 10-6/ºC	Conductividad térmica w/m ºC	Resistencia eléctrica Micro Ohm cm.	Conduct. eléctrica % IACS	Potencial de disolución V.
72.000	2,80	475-630	23´5	130	5´2	34	0´81

Radios De Plegado

Estado	Coef	0´4-0´8 m/m	0´8-1´6 m/m	1´6-3´2 m/m	3´2-4´8 m/m	4´8-6 m/m	6-10 m/m	10-12 m/m
0	K	0	1	1	1´5	2´5	3´5	-
T6	K	4´5	5´5	6´5	7	8	-	-
-	K	-	-	-	-	-	-	-

Otro aluminio de interés es el 6082. Este aluminio también se puede encontrar en formato de tubo extruido, pero la variedad de tamaños disponible en la mayoría de los proveedores es más reducida que en el caso del 6063. Este material no se ha empleado en ninguna parte del Céfiro pero sería interesante su estudio para la implementación en las cogidas del tail-boom o en el propio tubo, ya que al tener un mayor límite elástico la cantidad de material necesaria es menor y se podría reducir considerablemente el peso de estas piezas. Sus características son las siguientes:

Tratamientos Térmicos
Puesto en solución: 535º C + - 5º C de 0,5 a 2 horas.
Temple en agua fría (40º C max). Tan rápido como sea posible.
Maduración: Estado T4, 8 días mínimo a 20º C.
Maduración artificial: Estado T6, 16 horas a 165º C + - 5º C ó 8 horas a 175º C += 5º C.
Recocido: De 30 min. a 2 horas a 380º -420º C, seguido de enfriamiento lento. Trabajo en caliente: desde 300º a 490ºC.

Aptitudes tecnológicas

MB: muy buena
B: buena
R: regular
M: mala, evitar

Soldadura
- A la llama .....(MB)
- Al Arco bajo gas argón.....(B)
- Por resistencia eléctrica.....(MB)
- Braseado .....(B)

Mecanización:
-Fragmentación de la viruta. **En estado 0:** (M) **En estado: T6** (R)
-Brillo de superficie.....**En estado 0:** (-) **En estado: T6** (MB)

Comportamiento Natural

-En ambiente rural.....(MB)
-En ambiente industrial.....(MB)
-En ambiente marino.....(B)
-En agua de mar .....(R)

Embutición:
-Por expansión ..... **En estado:0** (MB) **En estado:T6** (M)
-Embutición profunda.....**En estado:0** (MB) **En estado: T6** (M)

Anodizado
-De protección.....(MB)
-Decorativo .....(R)
-Anodizado duro .....(MB)

Repujado
-En estado:0 .....(B)

Composición Química

%	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti		Otros	Al
Min.Max	0,70 1,30	0,50	0,10	0,40 1,00	0,60 1,20	0,25	0,20	-	-	0,10	Resto

Equivalencias Internacionales

USA	ESPAÑA	FRANCIA	ALEMANIA	G.B	SUECIA	SUIZA	CANADA	ITALIA
A.A. 6082	U.N.E. L-3453 38.348	AFNOR A-SG M0,7	DIN(1712-1725) AlMSi1 3.2315	B.S. H30	S.I.S. 4212	VSM AlMgSiMn	ALCAN -	UNI 3571

Propiedades Mecánicas

ESTADO	Carga de rotura Rm N/mm2	Límite elástico Rp 0.2 N/mm2	Alargamiento 5,65 V So	Resistencia de la Cizalladura N/mm2	Dureza	
					Brinell(HB)	Vickers
T4	215	130	15	178	70	74
T6	305	270	8	218	100	105

Propiedades Físicas

Módulo elástico N/mm2	Peso específico gms/cm3	Temperatura de fusión °C	Coeficiente de dilatac. lineal (20°-100°) 10-6/°C	Conductividad térmica w/m °C	Resistencia eléctrica Micro Ohm cm.	Conduct. eléctrica % IACS	Potencial de disolución V.
69.500	2,70	570-660	23´5	184	3´7	48´6	0´83

Radios De Plegado

Estado	Coef	0´4-0´8 m/m	0´8-1´6 m/m	1´6-3´2 m/m	3´2-4´8 m/m	4´8-6 m/m	6-10 m/m	10-12 m/m
0	K	0	0´5	1	1´5	1´75	2	2´5
T4	K	1	1´5	2	2´5	3	3´5	4
T6	K	2	2´5	3´5	4	4´5	5	6

Acero galvanizado

Toda la información a continuación mostrada referente al acero galvanizado ha sido extraída de [W7].

Se trata de un acero, que ha recibido un tratamiento de galvanización en caliente, que consiste en la inmersión de la pieza en zinc fundido. Tras el proceso queda un recubrimiento constituido por 4 capas, que

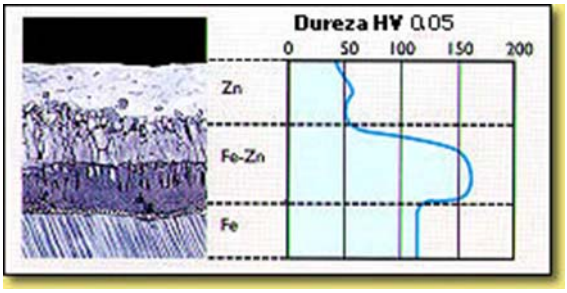


Fig. 3.5.1 - Dureza de recubrimientos galvanizados. Extraída de [W7]

ordenadas desde el interior a la superficie se denominan: gamma, delta, zeta y eta (que es prácticamente zinc puro).

Este recubrimiento mejora sustancialmente la resistencia a la corrosión del acero. Los recubrimientos galvanizados proporcionan al acero una protección triple, que consiste en:

- Efecto barrera. Aísla al acero del medio corrosivo.
- Protección catódica. La capa de zinc constituirá la parte anódica de las pilas de corrosión que se puedan formar y se irá consumiendo lentamente para proporcionar protección al acero.
- Restauración de zonas descubiertas. Los productos de la corrosión del zinc son insolubles, compactos y adherentes, y taponarán las pequeñas discontinuidades que puedan producirse en los recubrimientos por causa de la corrosión o los daños mecánicos (arañazos, golpes, etc.)

El acero galvanizado tiene su aplicación en ambientes atmosféricos, de agua dulce o en el agua del mar. Pero aquí solo se comentaran sus propiedades de resistencia a la corrosión en ambientes atmosféricos.

La duración de la protección que proporcionan los recubrimientos galvanizados frente a la corrosión atmosférica es extremadamente alta y depende de las condiciones climatológicas del lugar y de la presencia en la atmósfera de contaminantes agresivos, como son los óxidos de azufre (originados por actividades urbanas o industriales) y los cloruros (normalmente presentes en las zonas costeras). En la siguiente tabla se muestra la pérdida media anual de recubrimiento en función de la categoría de corrosividad de la atmósfera. En la figura 3.5.2 se indica la duración de la protección proporcionada por los recubrimientos galvanizados en diferentes atmósferas.

Velocidad de corrosión del zinc en diferentes atmósferas (según ISO 9223)

Categoría de corrosividad	**Ambiente**	**Pérdida media anual de espesor de zinc (µm)**
C1 Muy baja	Interior: seco.	0,1
C2 Baja	Interior: Condensación ocasional.	0,1 a 0,7
C3 Media	Interior: Humedad elevada y alguna contaminación del aire. Exterior: Urbano no marítimo y marítimo de baja salinidad.	0,7 a 2,1
C4 Alta	Interior: Piscinas, plantas químicas, etc. Exterior: Industrial no marítimo, y urbano marítimo.	2,1 a 4,2
C5 Muy alta	Exterior: Industrial muy húmedo o con elevado grado de salinidad.	4,2 a 8,4

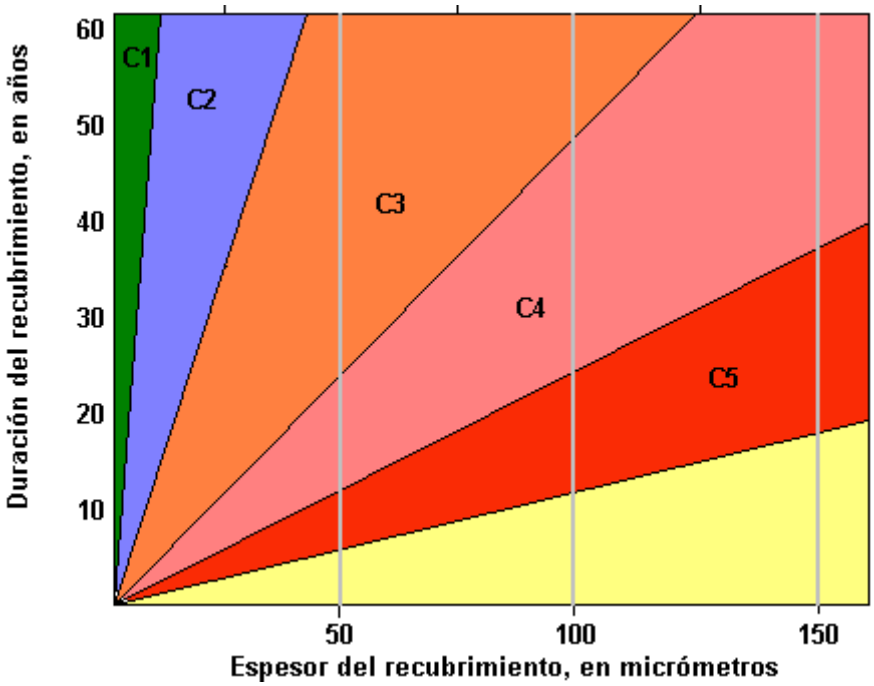


Fig. 3.5.2 - Duración de la protección proporcionada por los recubrimientos galvanizados en diferentes atmósferas.

No es posible de antemano conocer la resistencia del acero galvanizado adquirido para el CÉFIRO 01 en el proveedor [P1] ya que requeriría un ensayo de tracción. La resistencia de un acero galvanizado comprende un rango de valores amplio en función de la calidad del proceso y del tipo de acero base. Pero se estima que la resistencia mínima de un acero galvanizado está en torno a los 230 MPa para el límite de fluencia y los 310 MPa para la resistencia a la tracción.

En definitiva, el acero galvanizado es un material de duración excepcional gracias a la triple protección proporcionada por la barrera de zinc, posee una alta resistencia mecánica, no requiere de mantenimiento y es de fácil pintado.

3.6 Densidades empleadas en el modelo de CATIA.

Para aumentar la precisión de los cálculos de pesos, inercias y centros de gravedad realizados con CATIA, se ha creado una librería específica que contiene los materiales empleados en Céfiro. Para calcular las densidades se han pesado los diferentes materiales y se ha calculado una media para cada uno de ellos. Los datos detallados de dicho estudio de pesos se encuentran en el apéndice 5. A continuación se presenta una tabla con las densidades finales calculadas, que han sido las utilizadas en el modelo de CATIA.

Tipo de madera	Densidad
Balsa	
Láminas 1/8" de balsa	137.1
Láminas 1/4" de balsa	128.8
Lámina balsa 3/8"	92.8
Larguerillos balsa	211.7
Borde de ataque triangular timón de direc. y elevador	130
Borde de ataque triangular flap y alerones	111
Borde de salida timón de direc. y elevador	217
Borde de salida alerones y flap	186.8
Borde de ataque	142
Bloque de balsa	88.3
Abeto	564.2
Contrachapado	622.1

En todos los estudios de peso de este documento se han aumentado las densidades de las maderas (las mostradas anteriormente) en un 15% para incluir el peso de las uniones pegadas. Esta última hipótesis no es del todo exacta, ya que el pegamento se encuentra solo en las uniones, pero se ha demostrado que es muy válida, ya que allí donde hay madera debe haber uniones pegadas, y estas se distribuyen de manera uniforme en todo la aeronave. Además con esta simplificación se tienen en cuenta no solo el aumento de peso, sino en cierta medida su contribución al centro de gravedad y a la inercia.

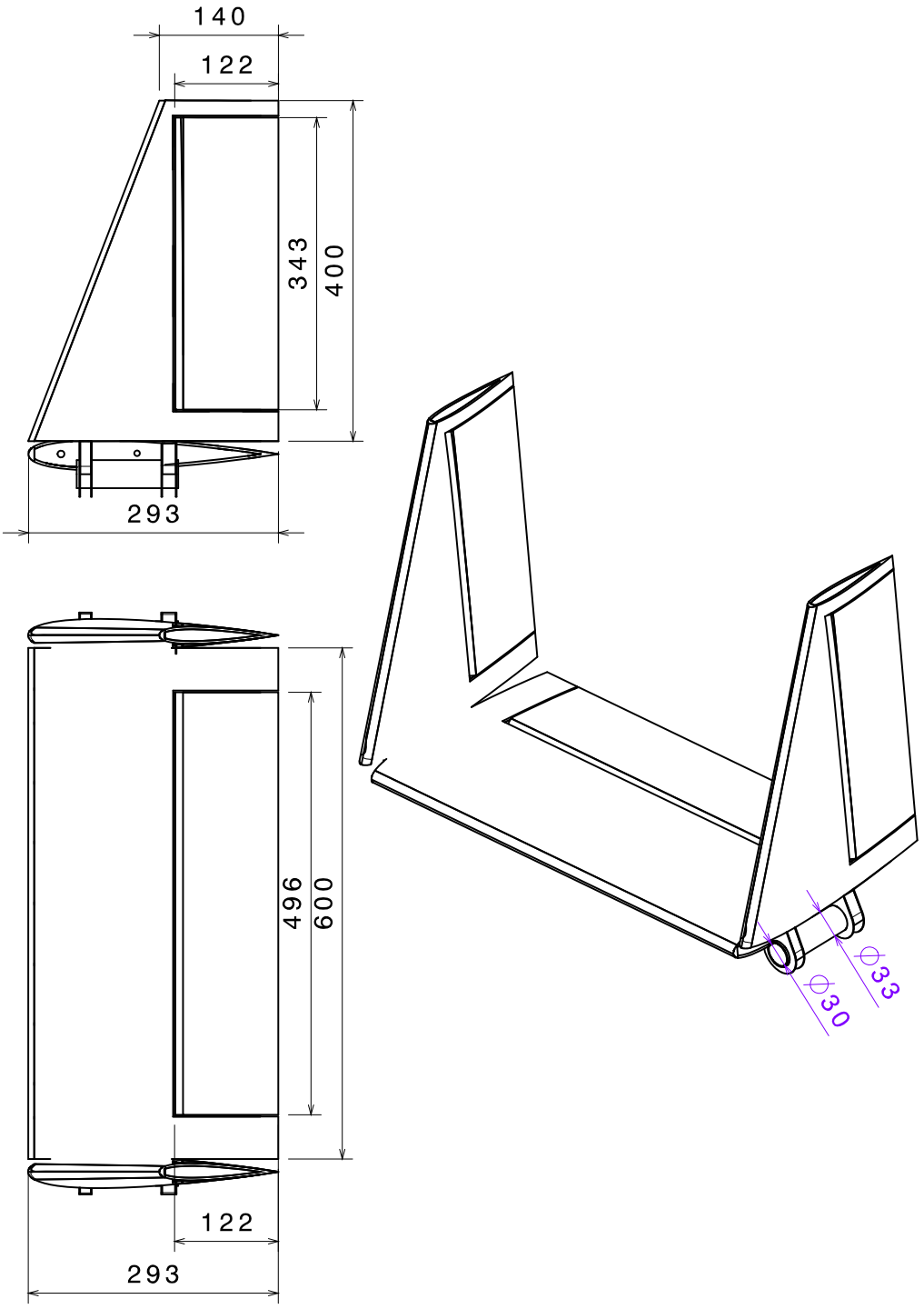
Las densidades consideradas en el Nylon y metales son las incluidas en las propias librerías de CATIA.

4. Diseño del conjunto cola

El conjunto cola se compone de dos estabilizadores verticales, el estabilizador horizontal, timones de dirección y profundidad, y los tail-boom que unen la cola con el ala central. En este capítulo se describirán detalladamente cada una de estas partes, se realizará un estudio de pesos y se indicarán posibles mejoras para optimizar la estructura de la cola en futuros Céfiro.

4.1 Dimensiones de la cola

A continuación se muestran un plano con las dimensiones generales de la cola.



4.2 Diseño del estabilizador horizontal

En este apartado se realizará una descripción detallada de la estructura del estabilizador horizontal. En la siguiente imagen se muestra el estabilizador horizontal y se resaltan cada uno de sus componentes. En la figura, se le ha asignado un número a cada componente para relacionarlo con la posterior descripción del mismo.

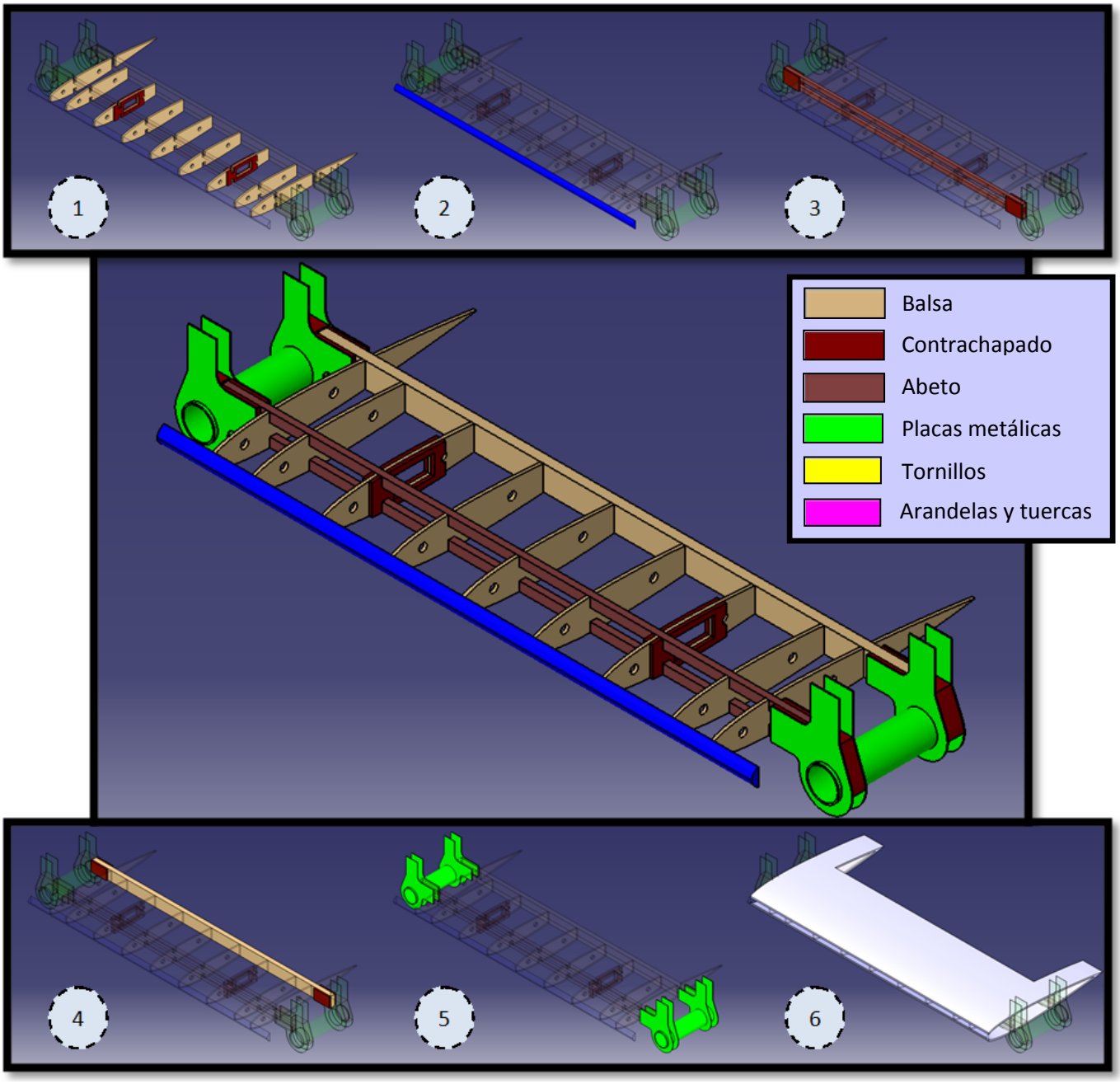


Fig. 4.2.1 - Estabilizador horizontal y partes que lo componen.

1) Un total de 9 costillas de balsa 1/8” separadas según se indica en la figura 4.2.2. Todas las costillas tienen dos taladros, que sirven para introducir los tubos del utillaje de construcción, del que se hablará más adelante. Para mover el elevador se emplean dos servomotores que van alojados en unos huecos practicados en las costillas. Estos

huecos son reforzados con dos marcos de contrachapado de 1/8”, de esta manera se consigue un fuerte agarre de los tornillos de montaje y una costilla más rígida capaz de soporta el fuerte par del servo.

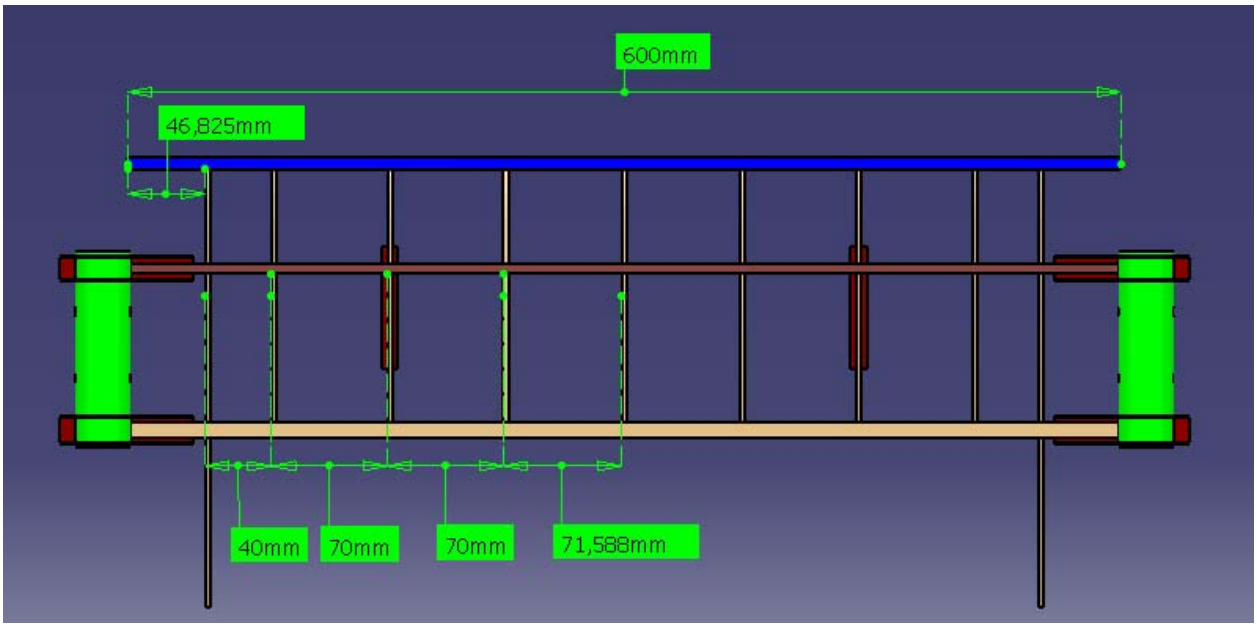


Fig. 4.2.2 - Separaciones relativas de las costillas

2) Un borde de ataque de balsa de 3/4” de altura. En CATIA se ha modelado un borde de ataque con esa altura y con la forma de un NACA 0012 (ver Fig. 4.2.3A). Sin embargo, el borde de ataque adquirido tiene esa altura pero no la misma longitud ni forma del NACA 0012 (ver Fig. 4.2.3B). De de esta manera el constructor tendrá que pegar directamente el borde de ataque del fabricante y lijar para eliminar material en la dirección de la cuerda hasta conseguir un borde más corto y redondeado correspondiente al NACA 0012. En el CÉFIRO 01, se decidió no lijar ya que existía una continuidad bastante buena entre el revestimiento y el borde de ataque, y el perfil, así dispuesto era muy semejante a un NACA 0012.

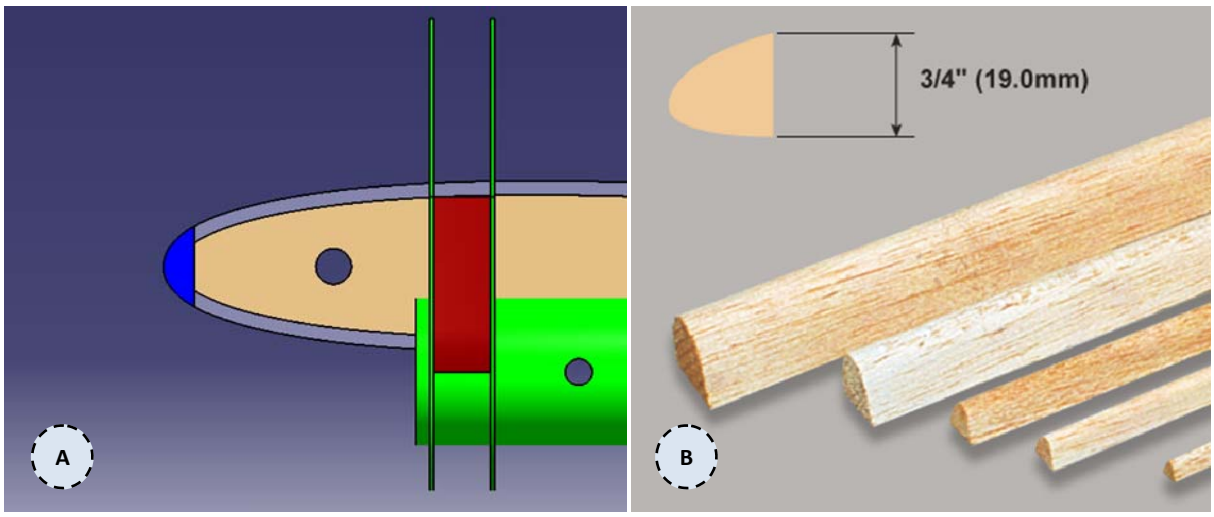


Fig. 4.2.3 - A) borde de ataque del perfil NACA 0012 modelado en CATIA. B) borde de ataque que se puede adquirir en un proveedor.

3) Un larguero formado por dos larguerillos de abeto de sección 3/8”x1/4”. Estos larguerillos encajan en huecos rectangulares practicados en las costillas, a las que se pegan empleando epoxi (ver Fig. 4.2.4). En la zona de las cogidas se añade un trozo de abeto intermedio que pegue ambos larguerillos, y dos placas laterales de contrachapado de 1/8” que actúan como refuerzo en esta zona donde irán alojadas varias uniones atornilladas (ver Fig. 4.2.5).

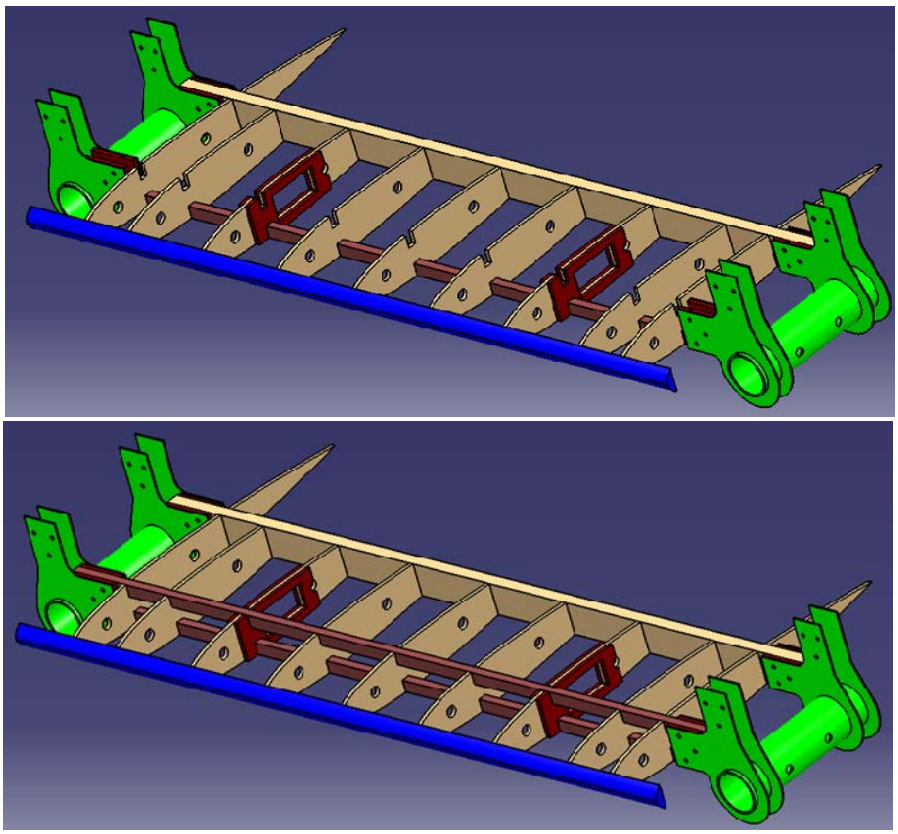


Fig. 4.2.4 – Los larguerillos de abeto encajan en los huecos rectangulares practicados en las costillas.

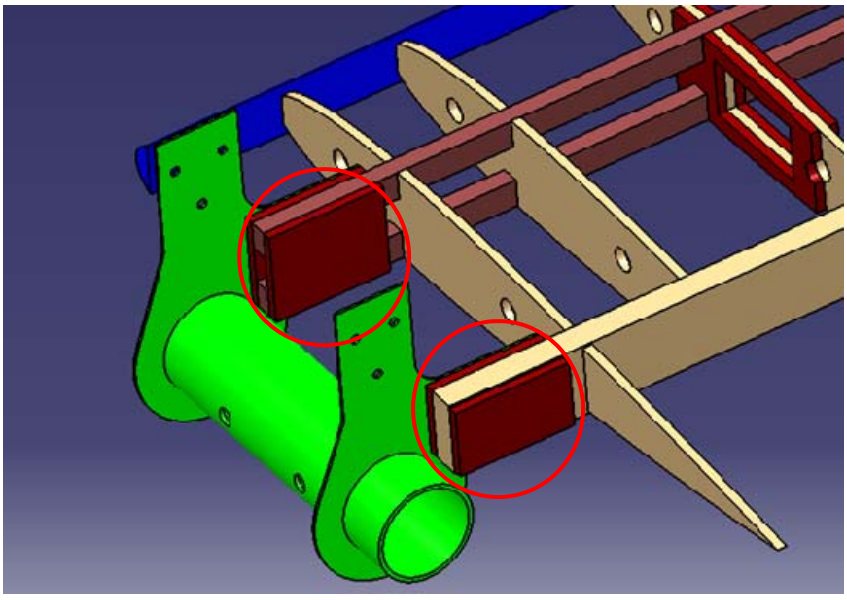


Fig. 4.2.5 - Refuerzos de contrachapado en zona de la cogida.

4) Un borde de salida de balsa de 3/8” de espesor. En el borde de salida están alojadas las bisagras que permiten la deflexión de las superficies de control. Estas bisagras se introducen en hendiduras horizontales que atraviesan el borde de salida en todo su espesor. Para asegurar una unión fuerte se emplea epoxi y alfileres de acero que se clavan verticalmente atravesando borde de salida y bisagra al mismo tiempo. El borde de salida se extiende hasta la zona de la cogida, donde se añaden unos refuerzos de contrachapado de 1/8” para soportar el apriete de los tornillos y de las placas metálicas.

5) Una cogida a cada lado del estabilizador horizontal asegura la unión con el tail-boom. Cada una de estas cogidas está formada por cuatro placas en forma de L y un tubo de acero (ver Fig. 4.2.6). La unión de las placas con el tubo se realiza mediante soldadura, y la unión entre las placas y el estabilizador mediante tornillo, arandela y tuerca. El par de apriete que se aplica a las tuercas provoca que las placas se deformen y se acerquen entre sí, abrazando, a modo de sándwich, el sólido bloque de abeto y contrachapado, formando así una unión realmente sólida.
   El diámetro exterior del tail-boom es el mismo que el interior del tubo de la cogida, por tanto uno entra en el interior del otro sin dejar prácticamente holgura. Además, para asegurar la unión de ambos tubos se emplea dos tornillos pasantes que eliminan cualquier posibilidad de movimiento relativo entre las partes.
   En el CÉFIRO 01 para las placas se empleo acero galvanizado de 1 mm de espesor, y para el pequeño tubo de la cogida, acero inoxidable de 1,5 mm de espesor. En un principio se pensó emplear para las placas acero inoxidable de 800 micras, pero las dificultades de mecanizado replantearon la idea. De cualquier manera, para el primer prototipo, en estas partes de tanta responsabilidad se quería emplear acero, por su facilidad de unión, seguridad y resistencia. La dificultad de unión soldada del aluminio, unida a la falta de tiempo y medios de soldadura, imposibilitaron el uso de este material en el diseño de este tipo de cogidas. Para la construcción de próximos Céfiro, o revisiones en el diseño, se recomendaría implementar otro tipo de cogida, basada en materiales más ligeros como el aluminio o el contrachapado, que aligerasen el peso, y sobre todo, al reducir el peso en la cola, ayudasen a adelantar el centro de gravedad de la aeronave.

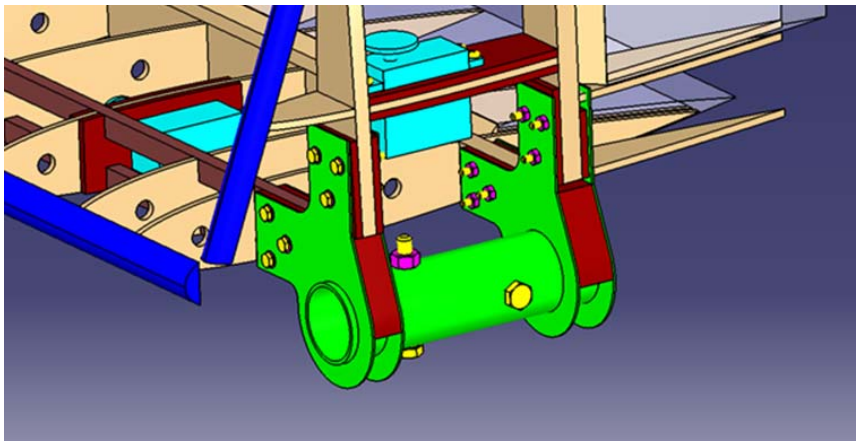


Fig. 4.2.6 - Cogida de la cola a los tail-boom.

6) El revestimiento es de balsa y tiene un espesor de 1/8”. Una vez colocado, confiere gran rigidez y resistencia al estabilizador, hasta tal punto de haber soportado sin problemas una persona de 80 kg de peso, en una comprobación realizada sobre un estabilizador de prueba. Por tanto, sería más que suficiente emplear un revestimiento de 1/16”, pero tendría el inconveniente de dificultar la corrección de errores, al ser un espesor que permite poco lijado. No obstante, al ser balsa, la diferencia de pesos entre ambos espesores es muy pequeña comparada, por ejemplo, con el peso de las cogidas metálicas. En el revestimiento están previstas unas compuertas de acceso a los servos (ver Fig. 4.2.7). Estas puertas se refuerzan con tiras de balsa en todo su contorno y sobre todo en las esquinas, donde irán unos pequeños tornillos de fijación. Estos tornillos muerden al mismo tiempo la compuerta y unos tacos de contrachapado pegados en las costillas del estabilizador, de forma que la compuerta queda perfectamente fijada.

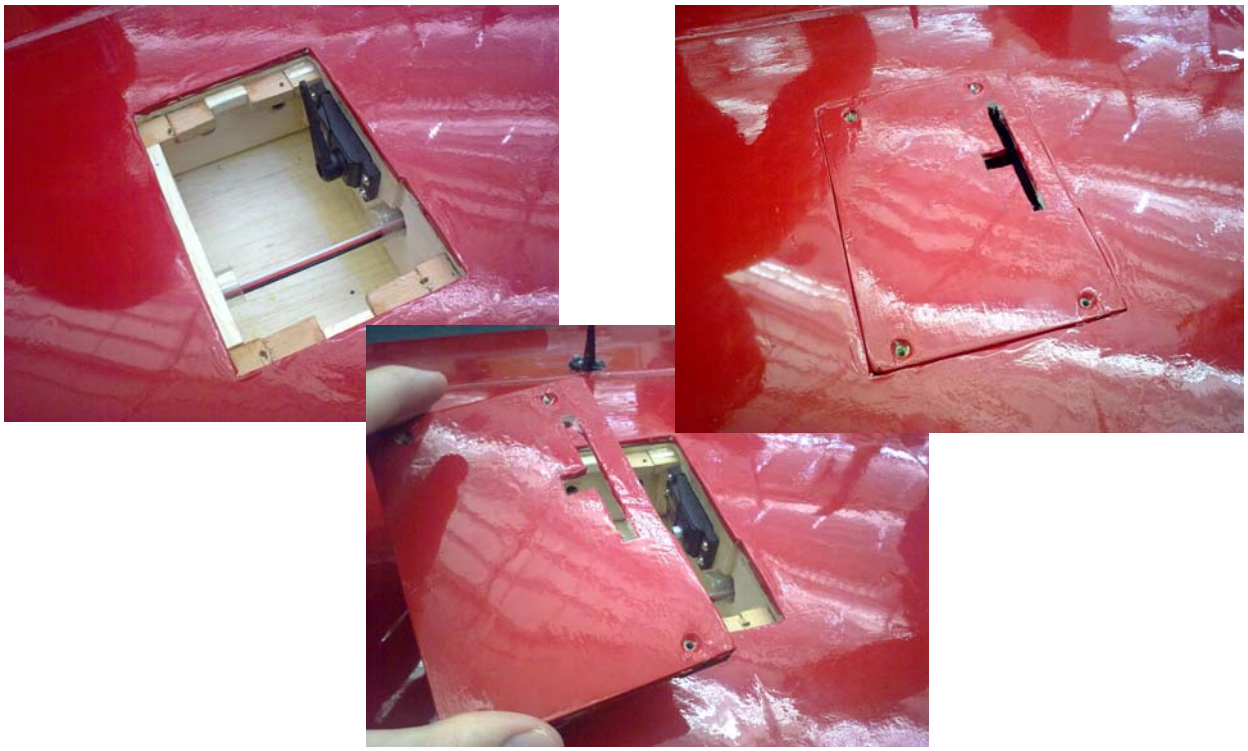


Fig. 4.2.7 - Imágenes de una compuerta de acceso a servos.

El elevador está construido íntegramente en balsa. Está formado por un conjunto de costillas triangulares de 1/8” adheridas a un borde de ataque triangular de sección 3/4” x 3/4”, y revestido por dos laminas de balsa de 1/8” (ver Fig. 4.2.8A). El elevador se conecta al estabilizador horizontal mediante un conjunto de bisagras, que se introducen en unas hendiduras horizontales practicadas en el borde de ataque triangular, en las que se deposita epoxi, y se clavan unos alfileres de acero que evitan que se salgan. Para que el servo actúe sobre la superficie de control hay que colocar un “Push-horn”, sobre el que la varilla procedente del servo realice la fuerza (ver Fig. 4.2.8B). En la zona del elevador donde se coloca el “Push-horn” hay que reforzar con una placa de contrachapado de 1/8” y unirlo a esta empleando epoxi y 4 tornillos.

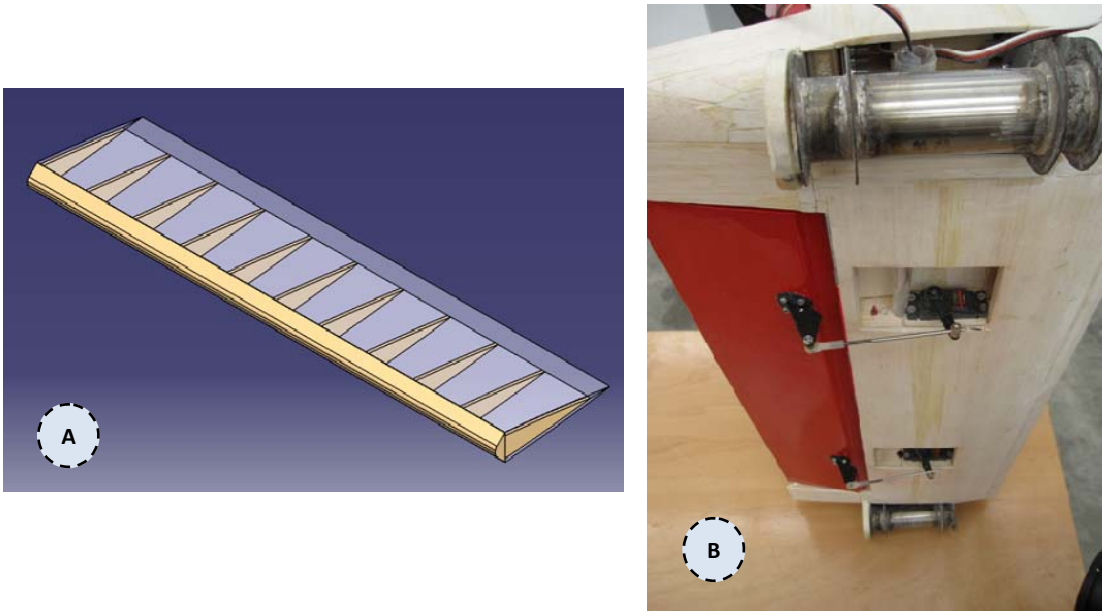


Fig. 4.2.8 - Imágenes del elevador. A) diseño en CATIA. B) cola casi terminada, detalle de la instalación de servos, y mecanismo de actuación mediante varilla y "push-horn".

4.3 Diseño del estabilizador vertical

En este apartado se realizará una descripción detallada de la estructura del estabilizador vertical. En la siguiente imagen se muestra el estabilizador vertical y se resaltan cada uno de sus componentes. En la figura, se le ha asignado un número a cada componente para relacionarlo con la posterior descripción del mismo.

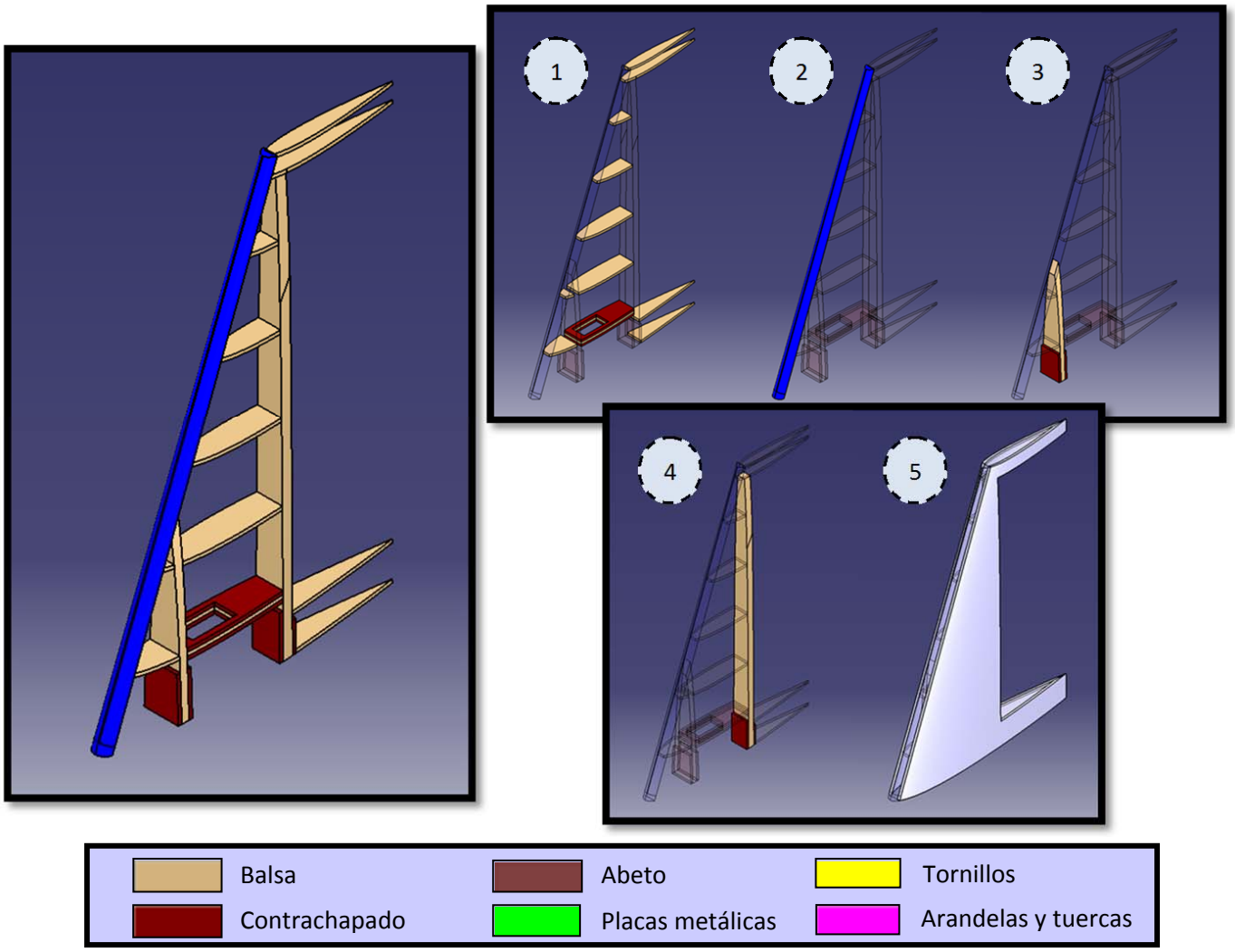


Fig. 4.3.1 - Partes que componen el estabilizador vertical.

1) Siete costillas de balsa de 1/8” de espesor separadas según se indica en la figura 4.3.2. En el caso del estabilizador vertical el uso de un utillaje es complejo y contraproducente y su construcción es más sencilla realizarla sobre plano, por ello las costillas no presentan taladros de alineación. La costilla en la que se sitúa el servo está reforzada, al igual que en el estabilizador horizontal.

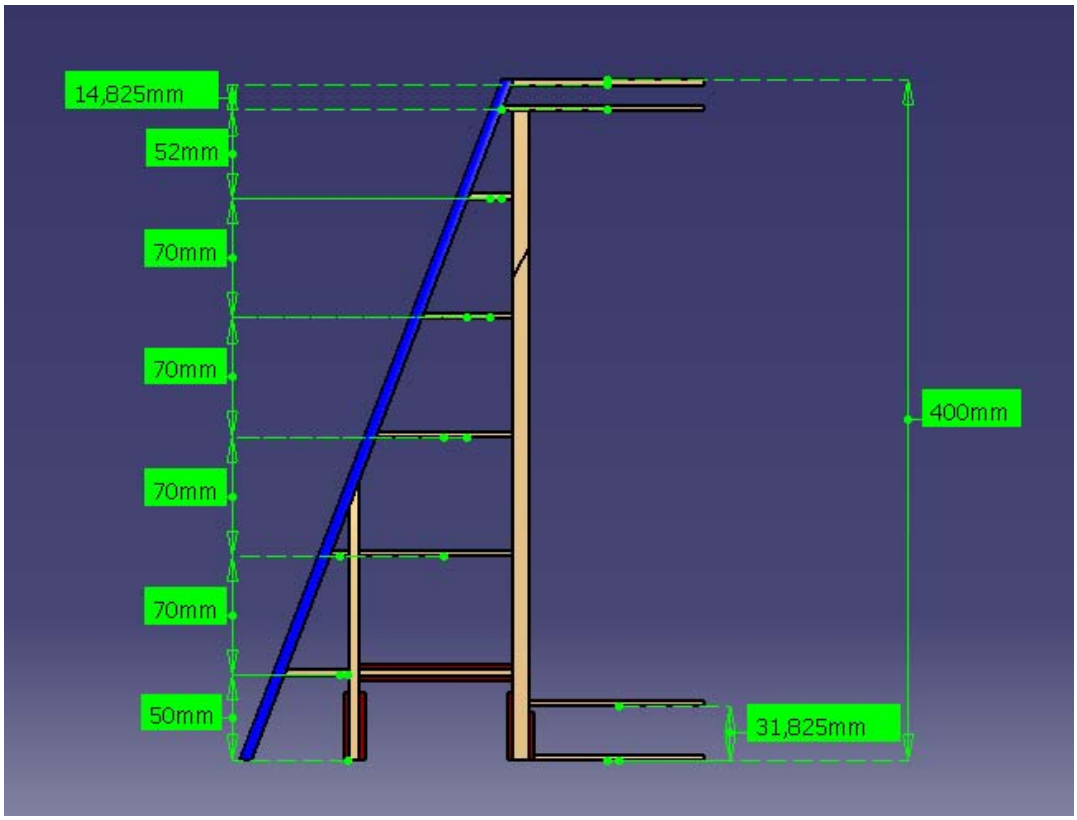


Fig. 4.3.2 - Separación de las costillas en el estabilizador vertical

2) Un borde de ataque de balsa de 3/4" de altura. Del mismo modo que en el estabilizador horizontal, la pieza comercial no se adapta a la forma del 0012, y tras su pegado habrá que lijarla para reducir su longitud (en la dirección de la cuerda) y suavizar el borde. En el CÉFIRO 01, se decidió no lijar ya que existía una continuidad bastante buena entre el revestimiento y el borde de ataque, y el perfil, así dispuesto era muy semejante a un NACA 0012.

3) Un larguero de balsa de 1/4" reforzado en el extremo con placas de contrachapado de 1/8" para resistir la presión ejercida por las placas de la cogida.

4) Un borde de salida de balsa de 3/8" reforzado en la zona de la cogida con placas de contrachapado de 1/8". De nuevo, en esta pieza se alojan las bisagras que permiten el giro de la superficie de control.

5) El revestimiento es de balsa y tienen 1/8" de espesor, y al igual que ocurría en el horizontal hubiera sido suficiente con 1/16". En el estabilizador se disponen también unas compuertas de acceso a los servos debidamente reforzadas en su contorno. Estas compuertas se atornillan a unas piezas de contrachapado que están pegadas a las costillas del estabilizador.

En cuanto al timón de dirección, su diseño es similar al del elevador, solo que en este caso debido a la disminución de la cuerda del perfil, las costillas son más estrechas conforme más cerca están de la punta del estabilizador (ver Fig. 4.3.3A). En el timón de dirección, se

sitúa un push-horn, al cual se engancha la barra actuadora procedente del servo (ver Fig. 4.3.3B).

Fig. 4.3.3 – A) diseño del timón de dirección en CATIA. B) servo y mecanismo de actuación.

4.4 Estudio del reparto de peso y materiales del conjunto cola

A continuación se realizará un estudio del peso del conjunto cola a partir de los valores proporcionados por CATIA. Para realizar una estimación más precisa del peso de la cola y de su centro de gravedad se agregan al modelo los servos con su peso real y toda la tornillería, que incluye: tornillos de unión con la cogida, tornillos de agarre de los servos, y los pernos de fijación al tail-boom (ver Fig. 4.4.1).

Otro punto a tener en cuenta es el peso del pegamento. Casi todas las uniones en el Céfiro son uniones pegadas, con lo cual es una parte importante del peso que hay que incluir de alguna manera. Se ha realizado una estimación que sitúa el peso de pegamento en un 15% del peso total en madera. Esta hipótesis se ha incluido en el modelo de CATIA incrementando todas las densidades de las maderas en un 15%. Hay que indicar que la hipótesis no es del todo exacta, ya que el pegamento se encuentra solo en las uniones, pero se ha demostrado que es muy válida, ya que allí donde hay madera debe haber uniones pegadas, y estas se distribuyen de manera uniforme en todo la aeronave. De esta manera, no solo se estará teniendo en cuenta el pegamento en el peso total de la aeronave, sino también en la distribución de masa, es decir, en la inercia y el centro de gravedad.

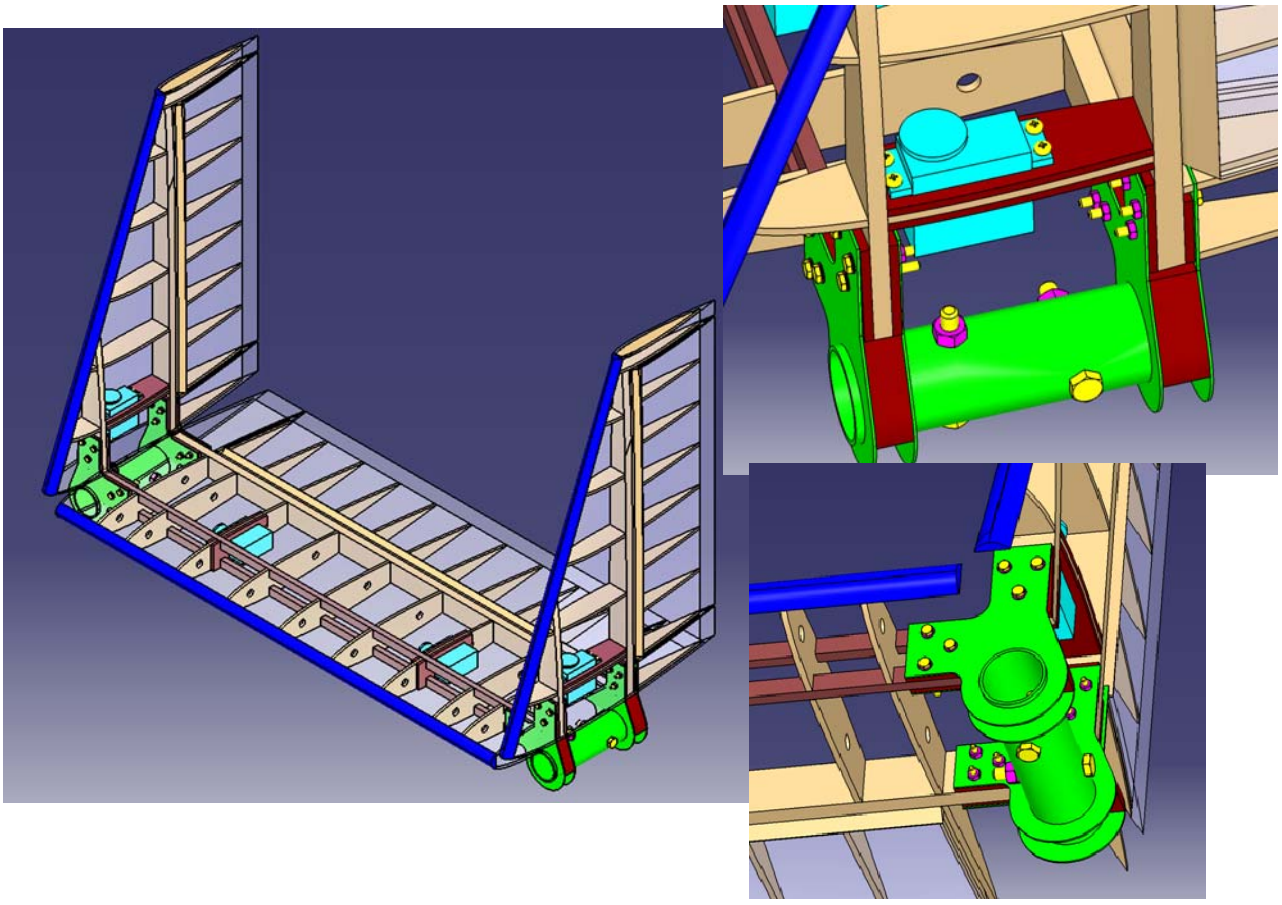


Fig. 4.4.1 - Imágenes de la tornillería introducida en el modelo de la cola.

En la figura 4.4.2 se muestra la posición del centro de gravedad (CG). En concreto en la figura 4.4.2A se indica la distancia vertical entre el CG y un plano horizontal que pasa por el borde de ataque y además la distancia vertical entre el CG y el eje del tail-boom. En la figura 4.4.2B se indica la distancia horizontal entre el CG y el borde de ataque. No se ha incluido ningún esquema de la posición del centro de gravedad del tail-boom ya que es trivial, éste se encuentra en su eje y en la mitad del tubo.

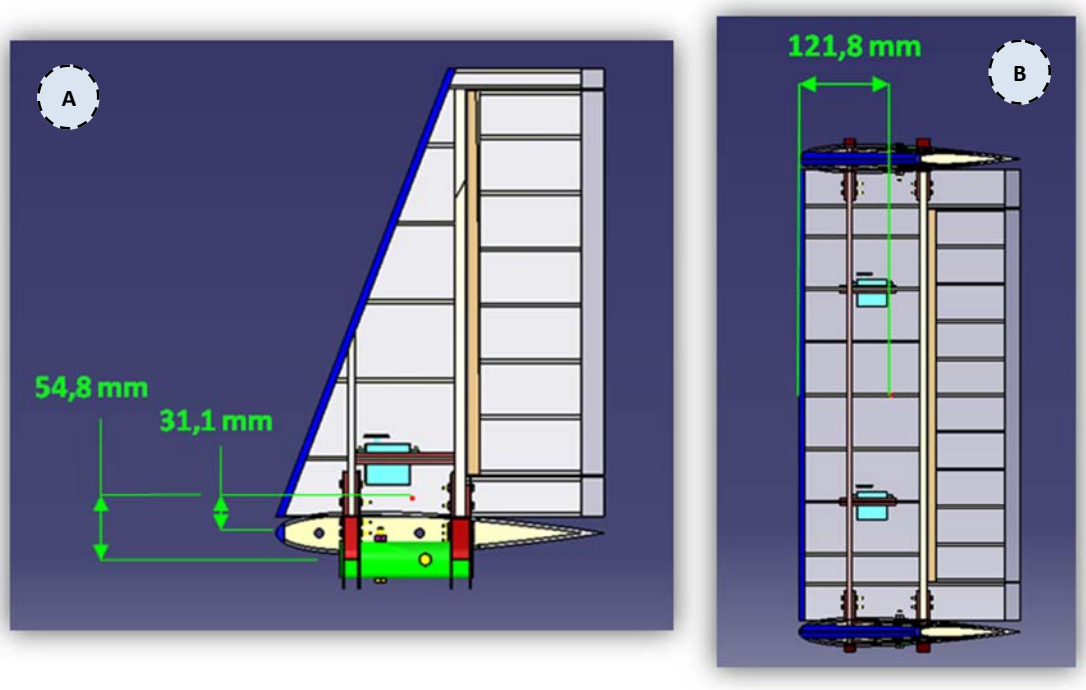


Fig. 4.4.2 - Posición del centro de gravedad de la cola.

En la siguiente tabla y gráficos se muestra un estudio de los diferentes pesos que componen el conjunto cola.

REPARTO DEL PESO DEL CONJUNTO COLA SEGÚN SUS COMPONENTES

Componente		Pesos
Estabilizador horizontal (incluye elevador, cogida y servos)		1,003 kg
Estabilizador vertical (incluye timón de dirección y servo)		0,196 kg
Tornillería		0,125 kg
	Peso total de la cola	1,523 kg
Tail-boom (cada uno)		0,663 kg
	Peso total del conjunto cola	2,849 kg

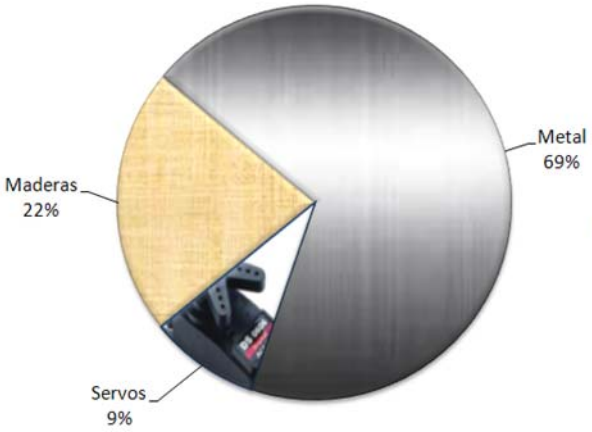
REPARTO DEL PESO DEL CONJUNTO COLA SEGÚN TIPO DE MATERIAL.

Maderas		
Balsa		0,463 kg
Abeto		0,049 kg
Pino		0,000 kg
Contrachapado		0,111 kg
	Total	0,623kg
Metal		
Tail-boom		1,326 kg
Resto de piezas metálicas		0,647 kg
	Total	2,069 kg
Servos		0,253 kg
	TOTAL COLA	**1,523 kg**
	TOTAL CONJUNTO COLA	**2,849 kg**

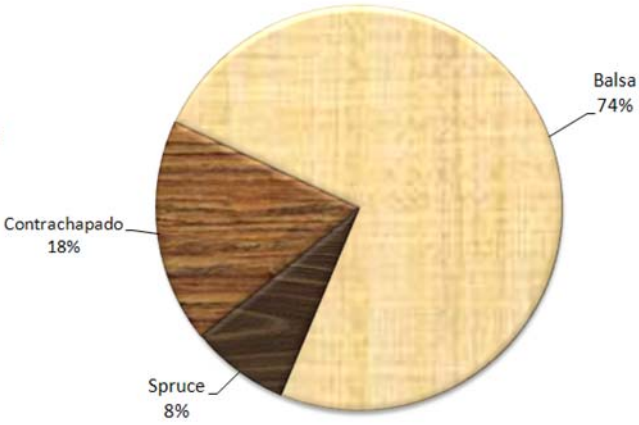
En los siguientes gráficos obtenidos a partir de los datos de las tablas anteriores se representan datos sobre el reparto del peso del conjunto cola. En el primero de ellos (Reparto del peso simplificado) se descompone el peso del conjunto en los diferentes tipos de materiales empleados: madera, metal y un apartado para servos. Dentro del grupo maderas del primer gráfico se puede realizar otra división que especifique que porcentaje corresponde a: balsa, contrachapado y abeto. Esta división del grupo maderas se muestra en el segundo gráfico (Reparto del peso de las maderas). Por último, se ha incluido un tercer gráfico (Reparto del peso detallado) que descompone el peso total del conjunto cola pero teniendo en cuenta el reparto según el tipo de maderas de la segunda gráfica.

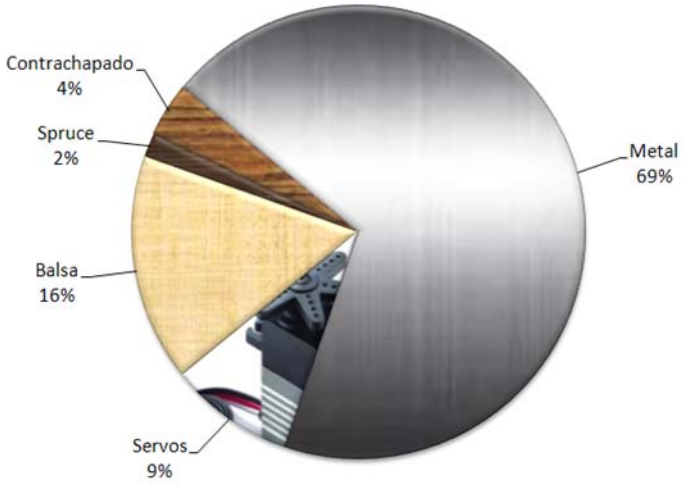
GRÁFICOS CON REPARTOS DE PESO DEL CONJUNTO COLA

REPARTO DEL PESO SIMPLIFICADO



REPARTO DEL PESO DE LAS MADERAS





REPARTO DEL PESO DETALLADO

4.5 Mejoras posibles en el diseño de la cola

En el diagrama circular de reparto de pesos se ve claramente el camino de actuación para optimizar la cola, hay que reducir el peso de los tail-boom y de las piezas metálicas (cogida y tornillería).

Para reducir el peso de los tail-booms se puede emplear tubos de fibra de carbono en lugar de aluminio, ya que la resistencia específica de este material es muy alta. Esta posibilidad se barajo desde un principio, pero se descarto por el coste de los tubos. Doce metros de tubo de aluminio han costado unos 25 €, dos metros de un tubo de similares características en fibra de carbono ronda los 200 €, lo que supone un coste 55 veces mayor. El ahorro de peso que se puede conseguir se estima en unos 300-400 gramos por tubo.

Otra alternativa para reducir el peso de los tail-boom es emplear aluminio 6082 T6, en lugar del 6063 T5 empleado en el CÉFIRO 01. El motivo de no haberlo usado desde un principio, es la dificultad para encontrarlo en las medidas deseadas. Debido a su mayor límite elástico, su uso supondría reducir la sección del tail-boom, reduciendo el peso del mismo, y además disminuiría el peso del tramo de tubo de acero en la cogida que también vería reducida su sección. Por tanto, sería interesante buscar proveedores que suministren un tubo de este material con las dimensiones deseada. Se estima que con esta medida, se ahorrarían 130 g por tubo si se selecciona el tubo de 25 mm de diámetro exterior con 2 mm de espesor de pared, y 270g por tubo al usar uno de 25 mm de diámetro exterior con 1,5 mm de pared.

En cuanto a la optimización de la cogida, una posibilidad sería diseñar una cogida con forma de cajón, construido en contrachapado, con las dimensiones exactas del tubo para que encaje sin holguras en su interior. A este cajón irían pegados el estabilizador horizontal y el vertical a través de una costilla construida en contrachapado. A esta costilla habría que pegar pequeños larguerillos que conectasen con la segunda y tercera costilla, de manera que la responsabilidad en la transmisión de los esfuerzos de todo el estabilizador a esta costilla maestra, no la llevase solo la unión puntual larguero principal-costilla. Con esta tipo de cogida se podrían ahorra unos 250 gramos. Es un diseño que se planteó desde un principio, pero al final ganó la actual cogida debido a que se quería plena seguridad de que el primer prototipo no sufriese un fallo estructural. Lo cierto es que el diseño actual, a base de placas soldadas a un tubo, es tremendamente solido, y bastante satisfactorio.

Otra forma de reducir el peso es disminuyendo el espesor del revestimiento. Por ejemplo, si se pasa de un espesor de 1/8” a 1/16” se ahorran 100 g y desde el punto de vista estructural no sería un gran impacto, ya que un espesor de 1/16” es más que suficiente para resistir las solicitaciones a las que está sometida la cola.

Con estas modificaciones se reduciría el peso en cola con lo que se conseguiría adelantar el centro de gravedad, algo bastante importante, ya que disminuiría el contrapeso que hay que colocar en el morro cuando la aeronave no lleva carga de pago, con el consecuente ahorro de peso en este tipo de vuelos.

Para revisiones posteriores del diseño podría modificarse el elevador para que su centro de gravedad esté en la línea de bisagra y así la superficie de control este nivelada y no requiera de la acción continua del servo para mantener su posición horizontal. Esto se consigue colocando un pequeño contrapeso en el lado opuesto de la línea de bisagra de forma

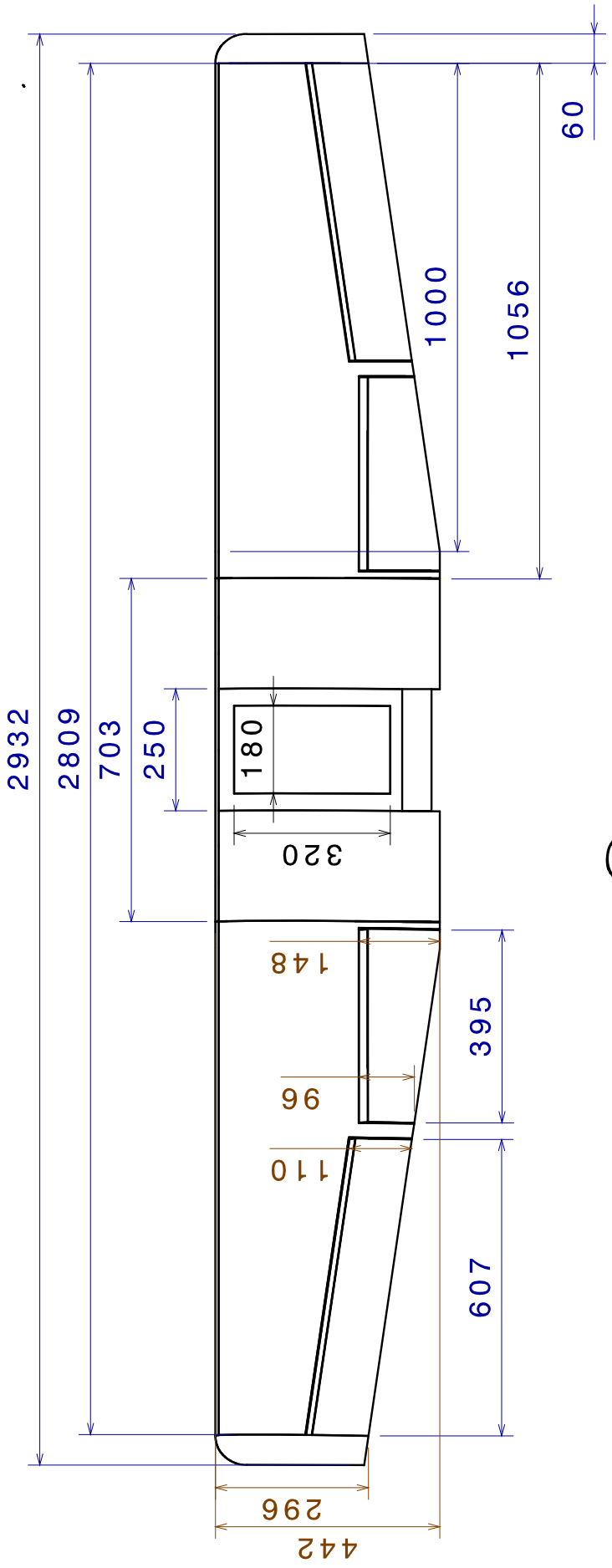
que modifique la posición del centro de gravedad de la superficie para que coincida con dicha línea.

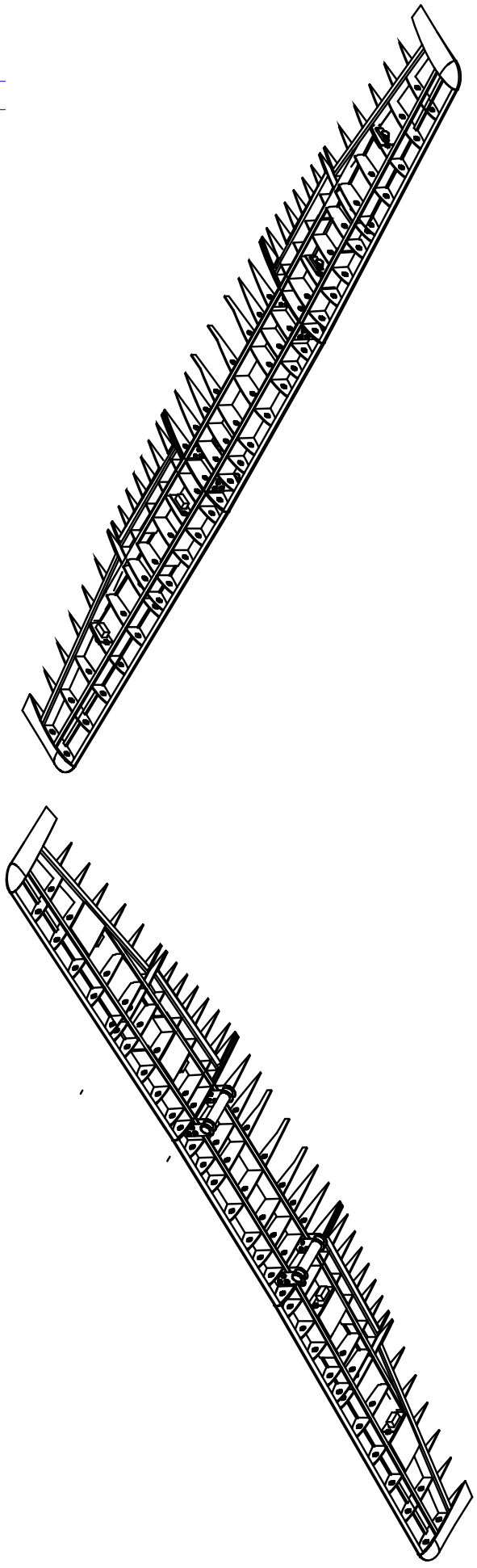
5. Diseño del conjunto alar

El conjunto alar se compone de tres piezas: dos extremos de ala y el ala central. En el ala central se encuentran las uniones con otras partes de la aeronave: unión con los tail-boom, extremos alares y fuselaje. Este hecho, junto con los fuertes esfuerzos a los que está sometido el encastre del ala debido a la sustentación generada en los extremos de de la misma, hace que sea necesario reforzar fuertemente esta parte del conjunto alar. En los extremos del ala se situan los alerones y flaps, que se accionan mediante los correspondientes servomotores. En este capítulo se describirán detalladamente cada una de estas partes, se realizará un estudio de pesos y se indicarán posibles mejoras que optimizan la estructura del ala para su introducción en futuros Céfiro.

5.1 Dimensiones del ala

En la siguiente página se muestra un plano con las dimensiones del ala.


2932
2809
703
250
180
320
148
96
110
296
442
1000
1056
60
395
607



5.2 Diseño del ala central

En este apartado se realizará una descripción detallada de la estructura del ala central. En la siguiente imagen se muestra el ala central y se resaltan cada uno de sus componentes. En dicha figura, se le ha asignado un número a cada componente para relacionarlo con la posterior descripción del mismo.

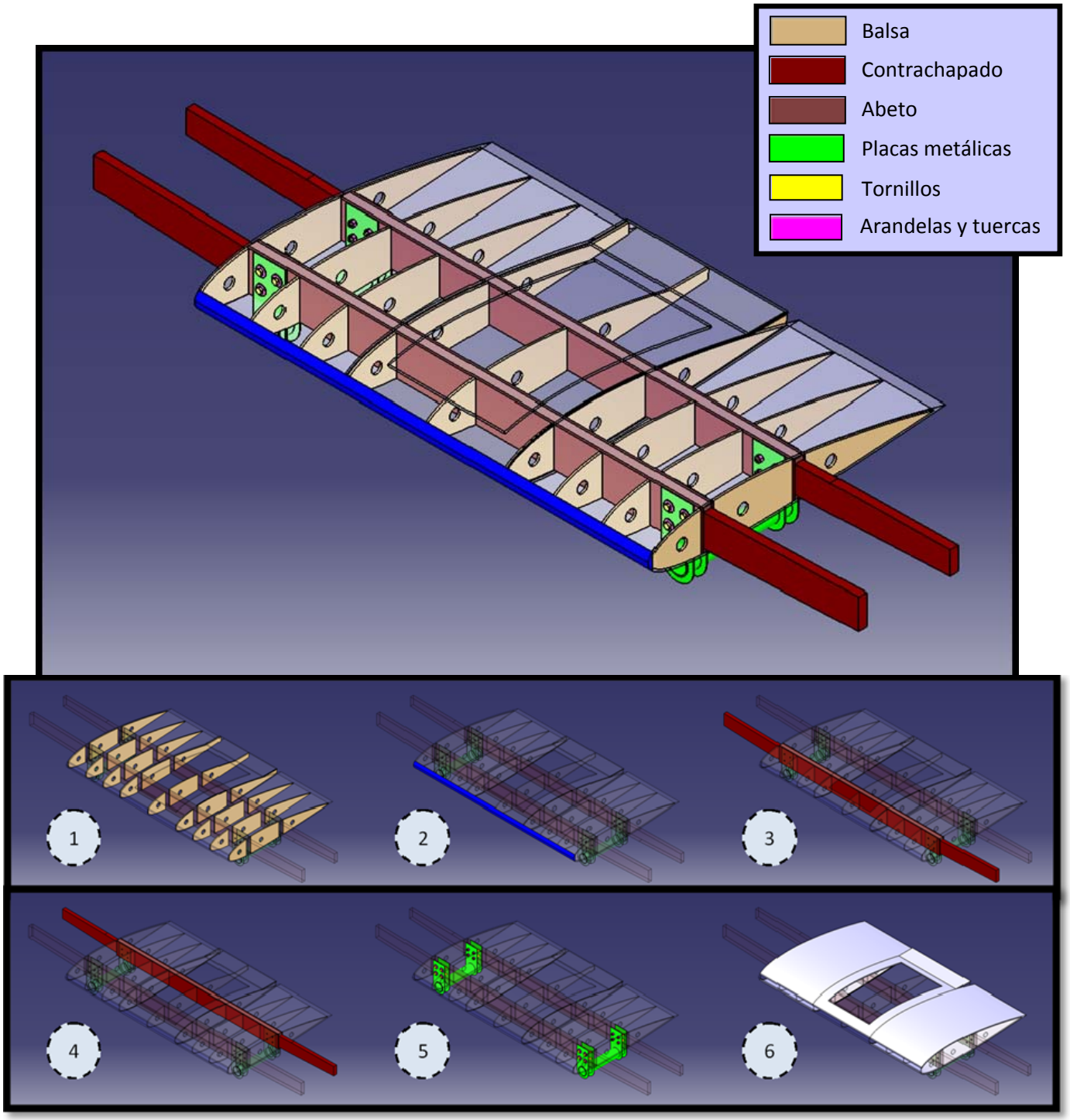


Fig. 5.2.1 - Partes que componen el ala central

1) Nueve costillas de balsa 1/8” separadas 75 mm. Las costillas están todas divididas en tres partes, para dejar espacio a los largueros, y al ser el ala central recta sin estrechamiento, todas las costillas tienen la misma cuerda. Las 3 costillas centrales transcurren sobre el fuselaje y tienen continuidad con este, adoptando su forma en el borde de salida del perfil. Se ha pretendido dar facilidad de acceso a esta zona, por ello hay una compuerta de unos 180x320mm, que una vez abierta permite manipular la cogida ala-fuselaje, los depósitos de combustibles y sistemas del motor, además de la carga de pago situada en esta zona.

   Cada parte de las costillas presentan un taladro de 16 mm a través del cual pasan los tubos del utillaje de construcción, del que se hablará más adelante. A su vez, en estos taladros se disponen unas conducciones de plástico transparente que facilitan el paso de los cables desde el fuselaje hasta los extremos de ala y los tail-boom (ver Fig. 5.2.2). En las cavidades situadas cerca del borde de ataque, se coloca un tubo que se flexiona al llegar a la cogida del tail-boom. A través de este tubo se pueden llevar cables desde el receptor en el fuselaje hasta la cogida, y desde aquí, se conducen los cables a través del tail-boom hasta los servos de la cola. El otro conducto se sitúa en las cavidades centrales de las costillas, y su misión es guiar los cables desde el receptor en el fuselaje hasta los servos de los extremos alares.

Fig. 5.2.2 - Imagen de las conducciones de cableado en el ala central.

2) Un borde de ataque de balsa de 1” de altura. La forma de este borde de ataque comercial no se adapta a la forma de un NACA 2415. En el modelo de CATIA se ha considerado este factor, de manera que la forma de las costillas están pensadas para que se pegue el borde de ataque de fábrica de dimensiones superiores y el revestimiento, y usando este último como referencia, se lije el borde de ataque hasta

alcanzar la forma del NACA 2415. De esta manera se consigue una continuidad perfecta entre el revestimiento y el borde de ataque.

3) Un larguero delantero cuya sección tiene los siguientes materiales y dimensiones:

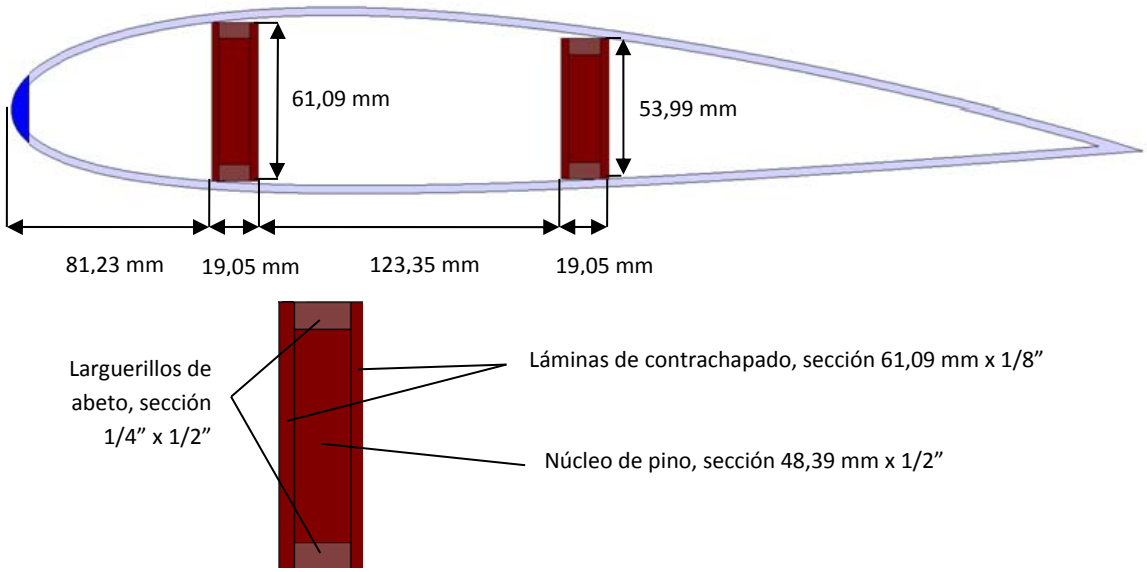


Fig. 5.2.3 - Esquema de la posición y tamaño de los largueros, y detalle de los elementos que conforman el larguero delantero

Todos estos elementos están unidos entre sí mediante pegamento epoxi, dando como resultado un conjunto muy sólido. Los dos larguerillos de abeto situados en el extremo superior e inferior, tienen como objetivo proporcionar resistencia a flexión. La funcionalidad estructural de las placas de contrachapado es resistir el cortante, y mantener la cohesión y la unión entre los larguerillos de abeto y el núcleo de pino.

El núcleo tiene varias funciones y es el elemento estructural más determinante en el ala central. Para este elemento se puede emplear otro tipo de madera de alta resistencia, pero en CÉFIRO 01 se empleó el pino por su abundancia y facilidad de adquisición.

El núcleo actúa como un bloque muy sólido en el que realizar taladros para albergar uniones atornilladas. En concreto el larguero delantero alberga 8 tornillos de 5 mm de la cogida con el fuselaje (ver Fig. 5.2.4B), y 8 tornillos del mismo diámetro pertenecientes a la cogida del tail-boom (ver Fig. 5.2.4A). La solicitación del tornillo actúa de manera que provoca, según el caso, un cortante paralelo al grano o tracción perpendicular al mismo, que son las tensiones que peor resiste la madera (no ocurre lo mismo con el contrachapado). Una solicitación de este tipo produce a baja carga (comparada con la resistencia a tracción paralela al grano) una rotura repentina por propagación de una grieta a través de la veta, lo que hace este tipo de unión en madera bastante insegura. Esto, como se verá a continuación, se ha tenido en cuenta en el diseño.

Las uniones consisten en un tornillo con arandela que atraviesa las placas metálicas y el larguero a través de un agujero previamente taladrado. El tornillo se asegura

mediante una tuerca autoblocante por el otro extremo. Al realizar el apriete las piezas metálicas tienden a acercarse abrazando al larguero y comprimiéndolo de forma perpendicular a la veta, esfuerzo que es bien resistido por la madera. Por tanto, una vez apretadas las tuercas, se consigue un larguero localmente compactado, lo que favorece la unión de sus diferentes elementos (larguerillos, placas de contrachapado y núcleo) mejorando la transmisión de la carga entre los mismos.

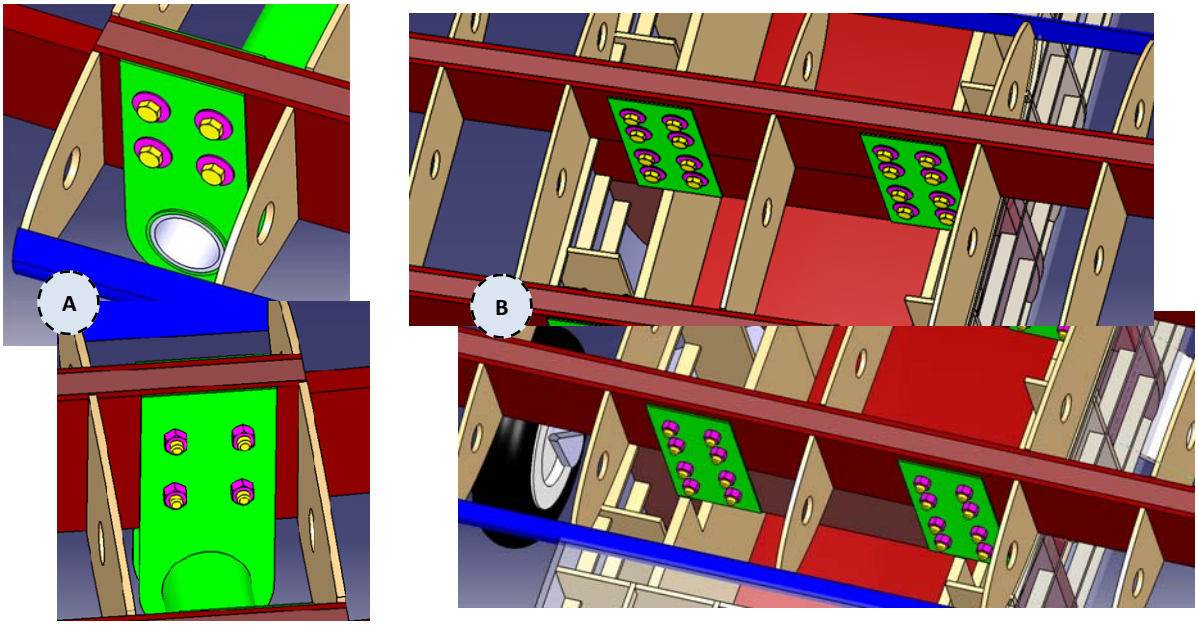


Fig. 5.2.4 - Imágenes de las uniones atornilladas en el larguero delantero. A) unión con la cogida del tail-boom. B) unión con el fuselaje.

Al actuar una carga sobre las placas metálicas esta se transmite al larguero de dos formas. En la primera, las placas metálicas transmiten los esfuerzos al larguero mediante rozamiento a través de toda la superficie en contacto. Este rozamiento es muy fuerte debido al apriete al que están sometida las tuercas. Este tipo de solicitación es fácilmente resistida por la madera del larguero. La otra forma de transmisión es mediante la acción directa del tornillo sobre las paredes del taladro. Aquí la madera, como se comento antes, si tiene problemas por el tipo de tensiones que se generan. Por ello el larguero ha sido diseñado de forma que cualquier apertura de grieta en la madera de pino es inmediatamente contenida por las placas de contrachapado que la rodean. Por tanto, el daño interno de la madera queda contenido en el interior del larguero, y la carga soportada en esa zona por el pino pasa a ser resistida por las placas de contrachapado que cosen la grieta, salvándose la aeronave de un fallo catastrófico del larguero.

La otra función del núcleo de pino es servir como elemento de unión con los extremos de ala. El núcleo se extiende más allá del ala central y penetra en el hueco interno de los largueros del extremo alar (ver Fig. 5.2.5). Hay que señalar que este núcleo será el único nexo de unión entre el extremo del ala y el ala central, con lo cual su sección debe ser capaz de resistir toda la solicitación provocada por el extremo. Por ello la madera de pino empleada en estas piezas debe ser de la mayor calidad posible.

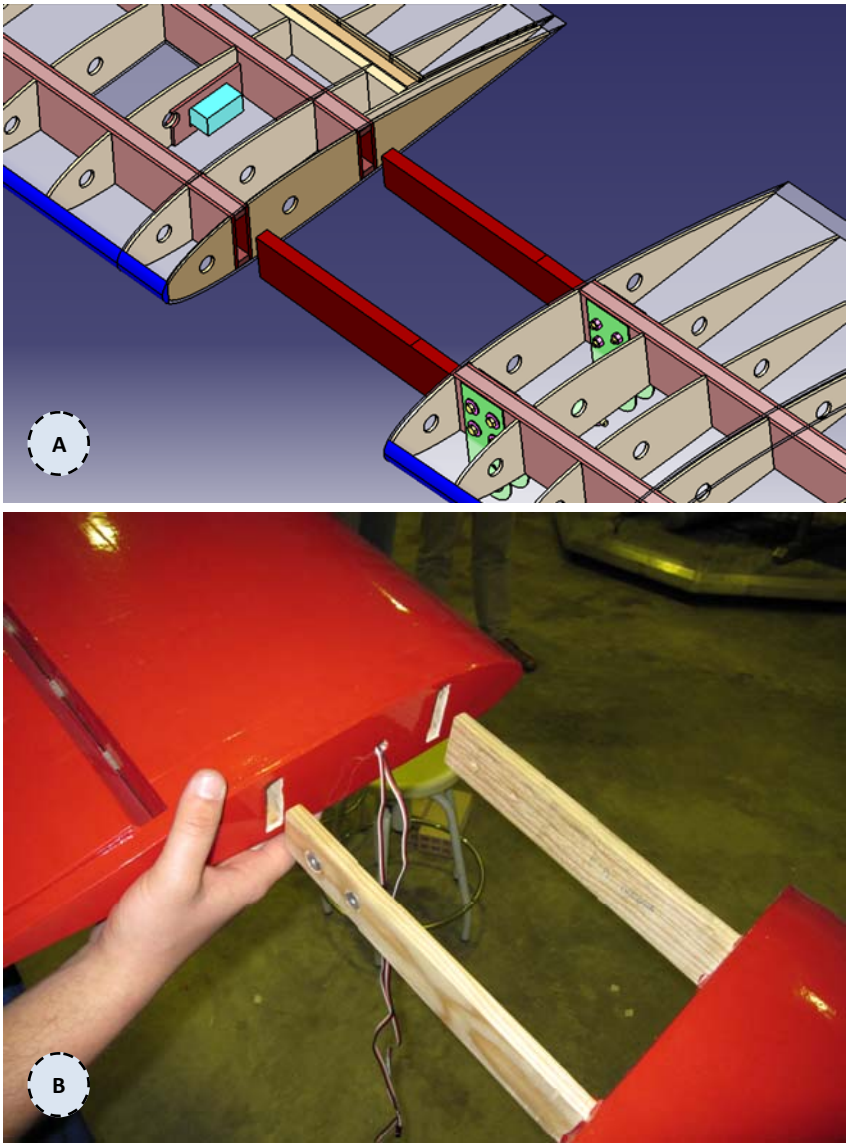


Fig. 5.2.5 - Imágenes de la unión ala central-extremo alar. A) diseño en CATIA de la unión. B) unión real del extremo alar izquierdo en el CÉFIRO 01.

El ala central es horizontal, pero los extremos alares tienen 2º de diedro. De esta manera, el núcleo presenta una inclinación de dos grados positivos en la zona de unión con el extremo de ala. Como se observa en la figura 5.2.6, la diferencia en el ángulo de diedro entre la maqueta electrónica y la aeronave construida es mínima. Esto es posible gracias a la precisión alcanzada mediante el corte por control numérico y al uso de utillajes.

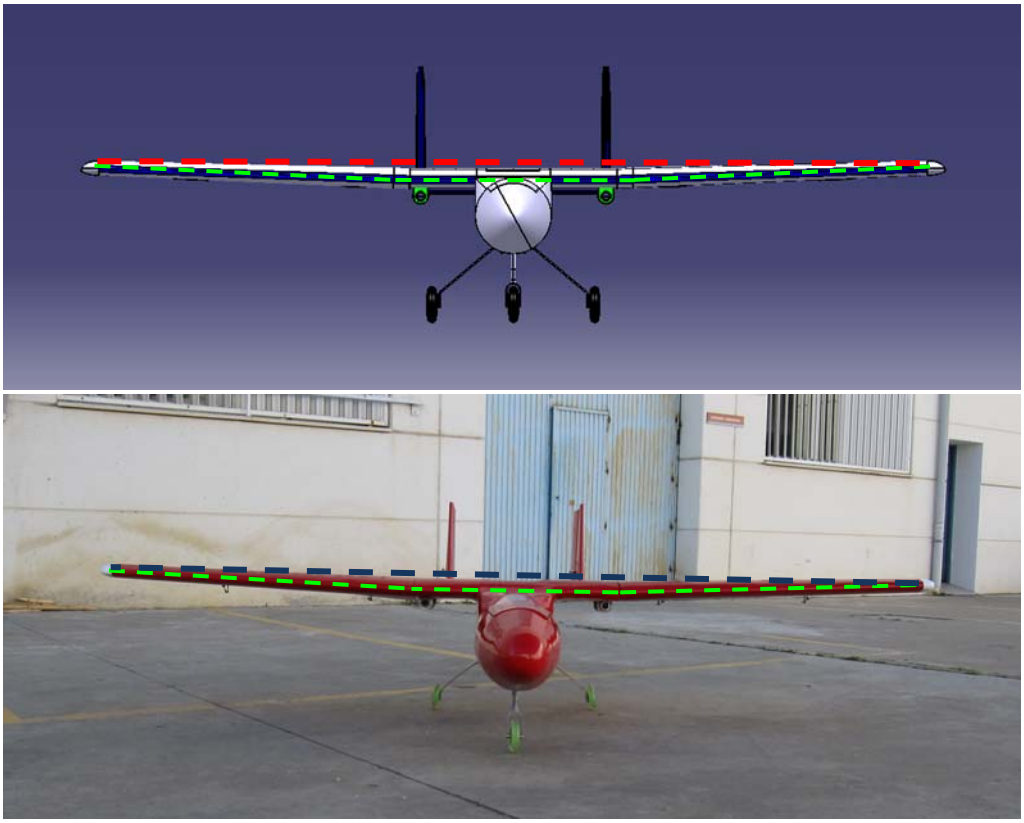


Fig. 5.2.6 - En las imágenes se muestran los 2º de diedro tanto en el modelo de CATIA como en el CÉFIRO 01.

Como se ha comentado el núcleo entra dentro del larguero del extremo de ala, pero hay que disponer algún sistema que evite que las dos piezas se separen. Para ello se realiza un taladro que atraviesa el larguero del extremo de ala y el núcleo al mismo tiempo. En ambas piezas se coloca un inserto metálico que permite roscar un tornillo de 3 mm. El tornillo se sitúa en una posición a la que es posible acceder a través de la compuerta del flap. Con este simple método se evita que el ala central y el extremo alar se separen. Todos los cálculos realizados para el dimensionado del larguero delantero se describen en el apéndice 3.

4) El larguero trasero tiene similares características al delantero, lo único que varía son las dimensiones:

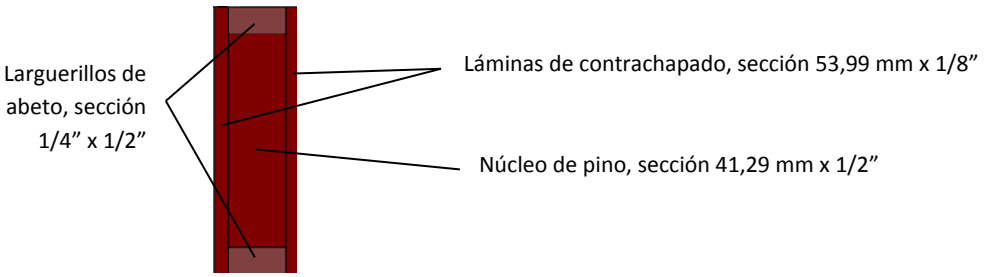


Fig. 5.2.7 - Dimensiones del larguero trasero

Todos los cálculos realizados para el dimensionado del larguero trasero se describen en el apéndice 3.

5) La cogida de los tail-boom está formada por 4 placas soldadas a un tubo de 33 mm de diámetro exterior y 1,5 mm de espesor (ver Fig. 5.2.8). El conjunto se atornilla mediante tornillo, arandela y tuerca autoblocante a los largueros del ala central. En el CÉFIRO 01 para las placas metálicas se empleó acero galvanizado de 1 mm de espesor, y para el tubo, acero inoxidable. Las placas no se hicieron de acero inoxidable por su dificultad de mecanizado, siendo el acero galvanizado mucho más sencillo de trabajar.

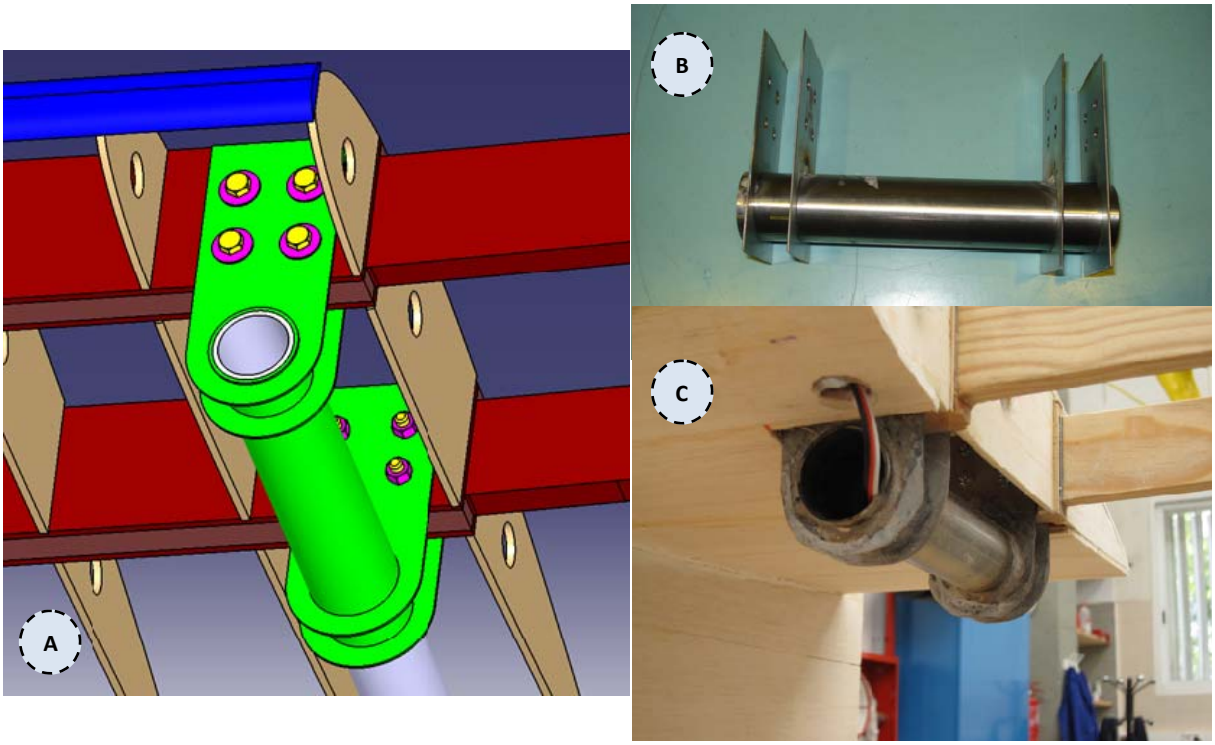


Fig. 5.2.8 - A) diseño en CATIA de la cogida del tail-boom en el ala central. B) cogida momentos previos a ser soldada. C) cogida instalada y terminada en la aeronave.

6) El revestimiento es de balsa de 1/8” de espesor. Aunque en el modelo de CATIA, y en el diseño inicial estaba previsto que el ala central fuera desmontable respecto del fuselaje, en el CÉFIRO 01 se opto por una solución intermedia semidesmontable. De esta manera el revestimiento del fuselaje y del ala central están integrados, es decir, pegados entre sí. Con esta solución se simplificaba uno de los problemas de un diseño desmontable, el realizar una unión entre dos piezas de manera estanca que no permita el paso de aire u otros elementos con una transición suave entre ambas partes. Otra ventaja es que con esta configuración se consigue una mayor resistencia y durabilidad del conjunto. Podría parecer que se pierde en cierta medida la modularidad, pero en realidad solo se pierde la facilidad de desmontado. Para el uso habitual de la aeronave es más conveniente dejar estas dos partes unidas de forma permanente. En cuanto a la rotura y necesidad remplazo de alguna de las dos partes, solo implicaría realizar algunos cortes en el revestimiento de balsa.

5.3 Diseño del extremo ala

En este apartado se realizará una descripción detallada de la estructura de un extremo alar. En la siguiente imagen se muestra un extremo de ala y se resaltan cada uno de sus componentes. En dicha figura, se le ha asignado un número a cada componente para relacionarlo con la posterior descripción del mismo.

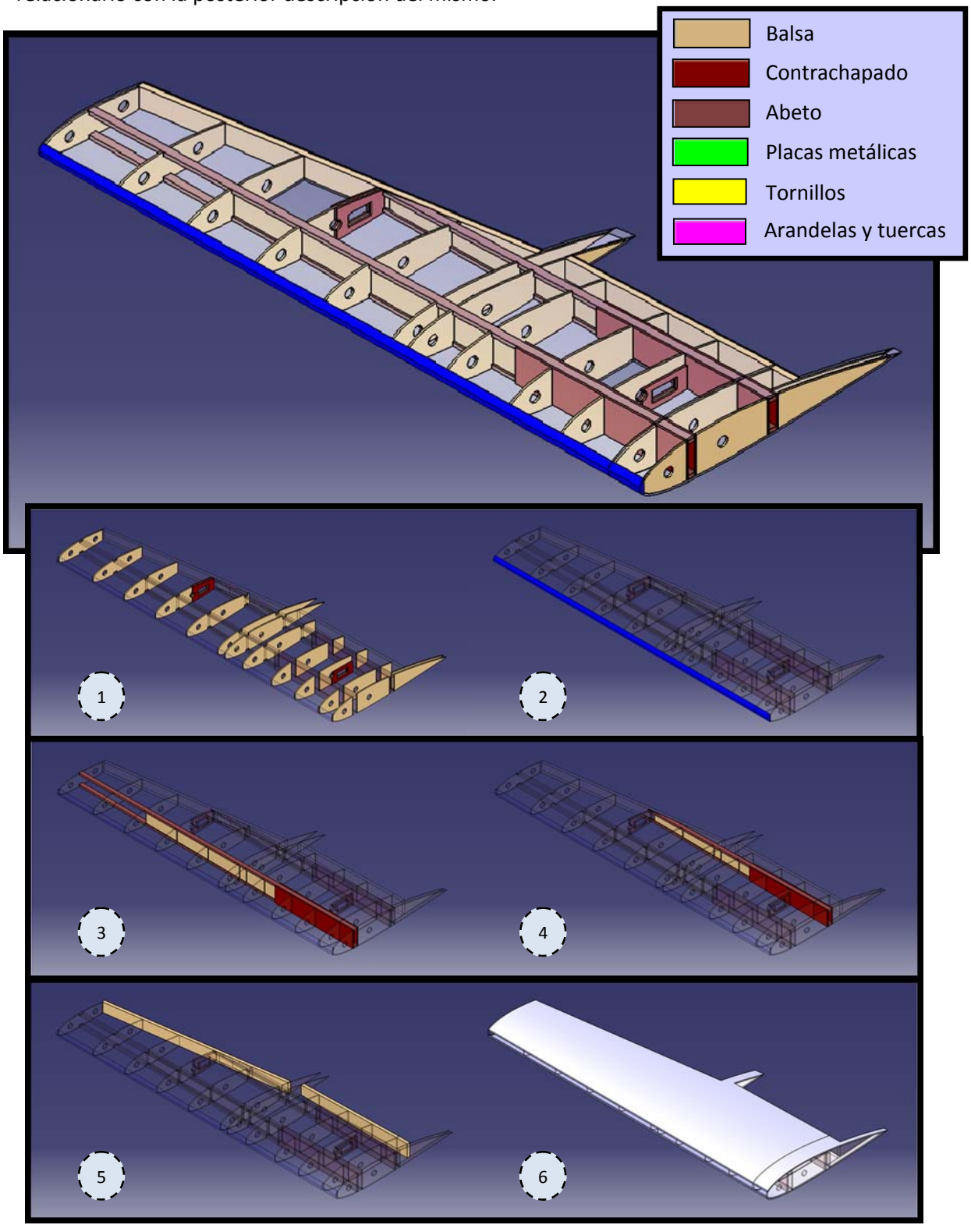


Fig. 5.3.1 - Partes que componen un extremo de ala

1) Doce costillas de balsa 1/8” con las separaciones que se indican en la figura 5.3.2. Se han situado más próximas en las cercanías del encastre donde los esfuerzos a resistir son mayores. Cuatro de estas costillas están divididas en tres partes para dejar paso a los largueros. El resto de costillas son enteras ya que solo deben dejar espacio para el paso de los larguerillos de abeto, habiéndose omitido en la mayor parte del extremo del ala las dos placas de contrachapado que cierran los largueros.

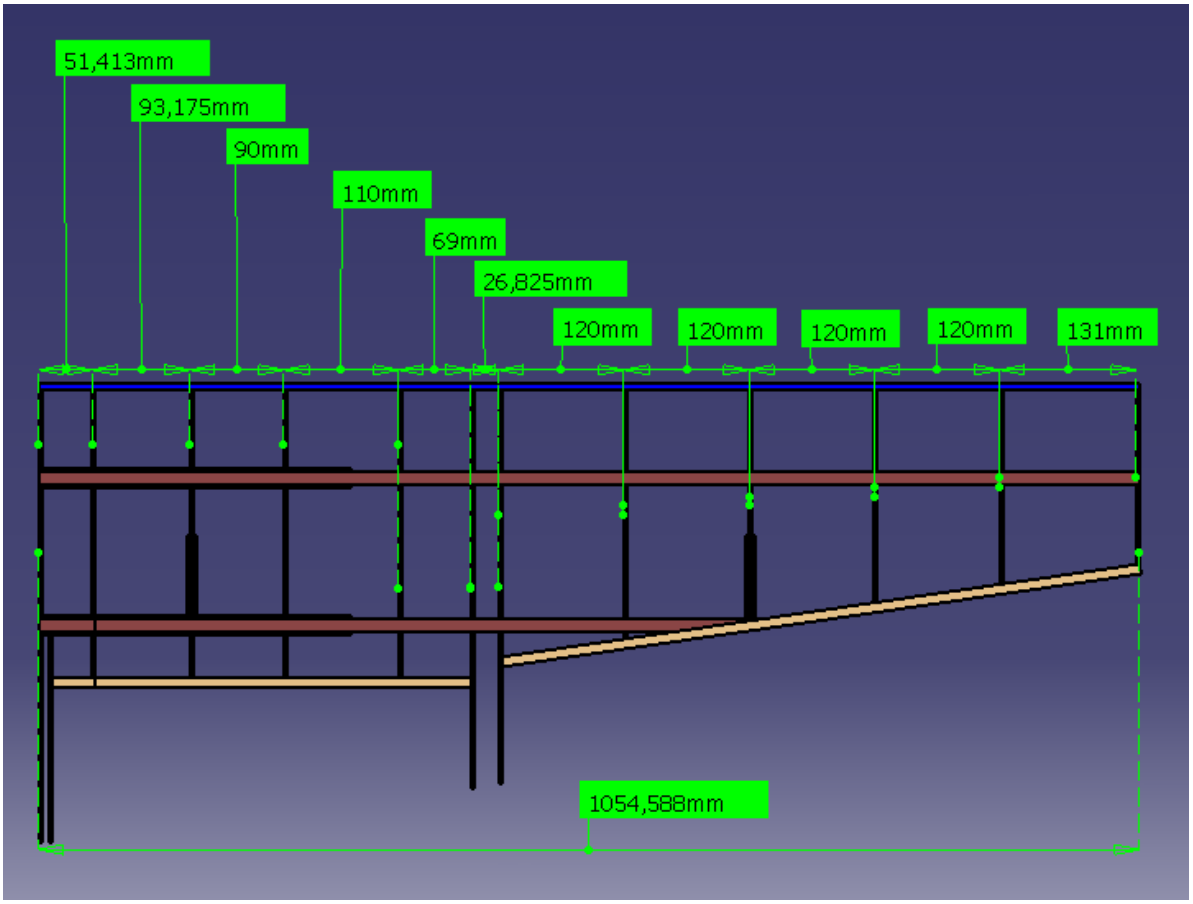


Fig. 5.3.2 – separaciones relativas entre las costillas del extremo alar.

Los servos se disponen en un hueco realizado en las costillas, el cual se refuerza con dos marcos de contrachapado de 1/8”, que proporciona rigidez y una zona adecuada para el atornillado de los mismos.

Los cables de los servos se conducen a través de unas canalizaciones de plástico transparente que se sitúan en los huecos para utillaje traseros. Estos huecos son coincidentes con los huecos del utillaje del ala central, de manera que una vez ensamblado el conjunto alar, se dispone de un tubo continuo que comunica cada servo con el fuselaje.

2) Un borde de ataque de 1” de altura, que hay que pegar y lijar hasta que tenga continuidad con el revestimiento, adoptando así la forma aproximada de un NACA 2415. El conjunto alar comienza a tener estrechamiento en el extremo alar, concretamente a unos 56 mm del encastre del extremo de ala (ver planos). Por tanto, esto deberá ser tenido en cuenta a la hora del lijado para conseguir que el borde de

ataque se estreche conforme se aproxima a las puntas. Al mismo tiempo, la línea del borde de ataque deberá ser recta y colineal con el borde de ataque del ala central.

3) Un larguero delantero compuesto de dos larguerillos de abeto de sección 1/4” x 1/2”, dos placas laterales de contrachapado de 1/8” a lo largo de la zona inicial del larguero, y unas piezas de balsa de 1/4” que actúan como alma del larguero y se extiende en la zona intermedia del mismo. En los larguero del extremo alar no se adjunta plano de las dimensiones de la sección ya que esta se reduce al acercase a las puntas. Sólo comentar que al inicio, para mantener la continuidad alar, las dimensiones de la sección del larguero delantero son las mismas que las del respectivo larguero delantero del ala central (ver Fig. 5.3.3). La función de los larguerillos es soportar la compresión y tracción generada en los extremos superior e inferior del larguero debido al momento flector que genera la sustentación del ala.

   Mediante la instalación de las placas de contrachapado se pasa de dos larguerillos aislados de abeto a una viga en caja de alta resistencia (ver Fig. 5.3.4). Estas placas, además de dar forma y estabilidad a la viga, soportan el cortante al que se ve sometido el larguero. La viga en caja también es parte de la unión con el resto de la aeronave. La caja permite la introducción en su interior del núcleo de los largueros del ala central, y mediante unos tornillos que atraviesan lateralmente el contrachapado y el núcleo, la unión queda perfectamente fijada (ver Fig. 5.3.5). En las placas de contrachapado y en el núcleo del ala central se instalan unos insertos metálicos que permiten el enroscado y desenroscado de los tornillos, haciendo la unión perfectamente desmontable.

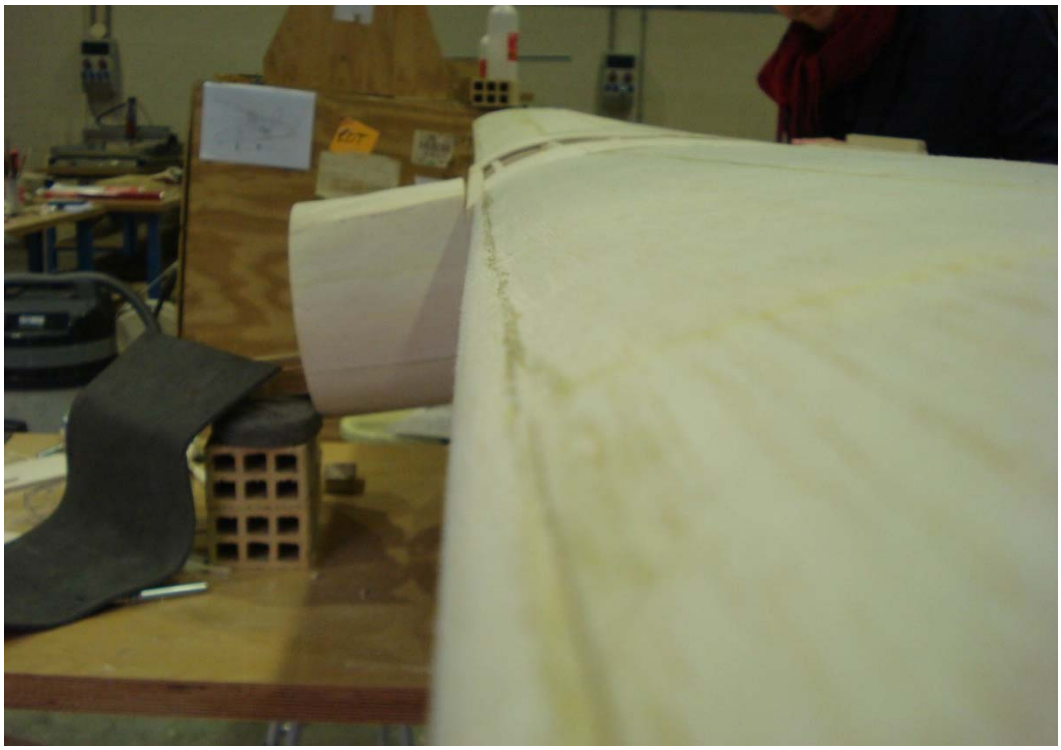


Fig. 5.3.3 - la continuidad alar es perfecta una vez terminado el ala.

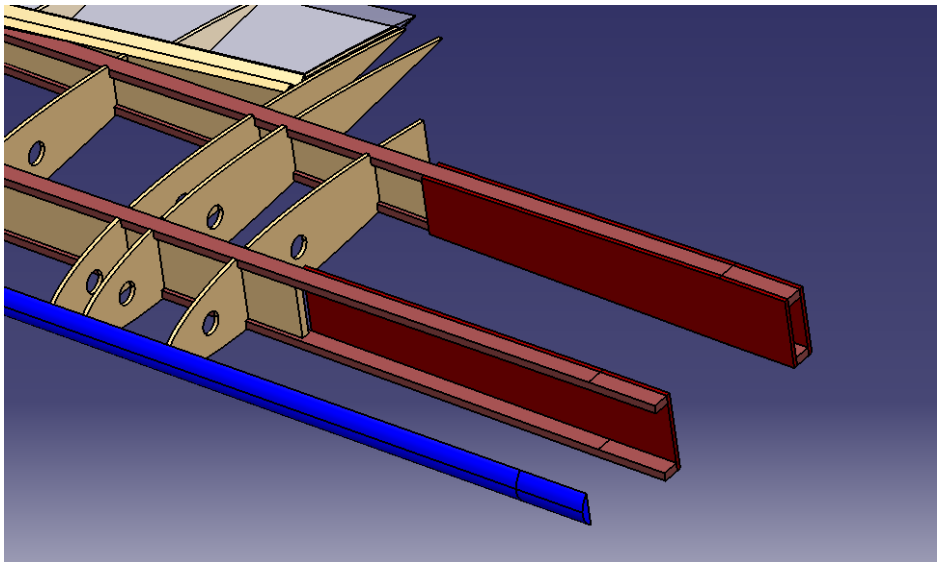


Fig. 5.3.4 - Imagen de la caja formada por los refuerzos de contrachapado y los larguerillos de abeto.

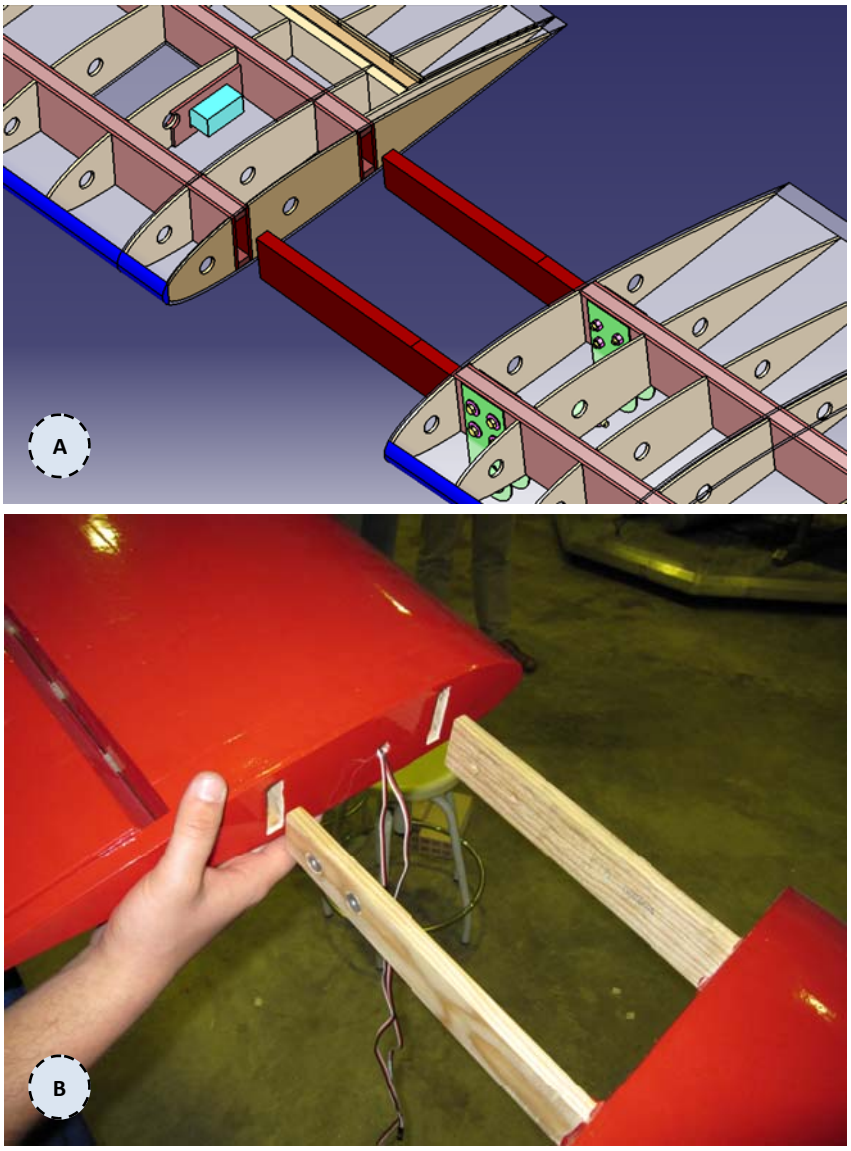


Fig. 5.3.5 - Imágenes de la unión ala central-extremo alar. A) diseño en CATIA de la unión. B) unión real del extremo alar izquierdo en el CÉFIRO 01.

Las piezas de balsa de 1/4” intermedias, hacen que se pase de dos larguerillos aislados a una viga en I muy resistente. Su otra función es soportar todo el cortante al que es sometido el larguero. Es importante que estas piezas se coloquen de manera que la veta quede verticalmente orientada, dirección en la que se comportará de manera óptima, resistirá mejor el cortante, y mantendrá mejor la estabilizad y forma de la viga. Este y otros conceptos sobre la instalación de almas de madera de balsa se discuten en [W6].

4) El larguero trasero se compone de los mismos elementos que el delantero. Su altura es menor al encontrarse en un punto de la cuerda en el que el espesor del perfil es reducido. Se extiende hasta encontrarse con el borde de salida al que se adhiere el alerón.

5) Un borde de salida para el flap y otro para el alerón, ambos de balsa de 3/8”. Como se comentó en el estabilizador horizontal, la función principal de estos bordes de salida es albergar las bisagras para el movimiento de las superficies de control. Para ello se realiza un pequeño corte horizontal que atraviesa todo el espesor de la balsa, se introduce epoxi y se coloca la bisagra en la hendidura. Para asegurar la unión, se introducen unos alfileres que atraviesan al mismo tiempo el canto de la balsa y la bisagra.

6) El revestimiento es de balsa de 1/8”. En cada extremo de ala se dispone de dos compuertas para el acceso a los servos de flap y alerón. Tanto el marco como la tapa, se refuerzan en todo su contorno con listones de madera de balsa, y se colocan pequeños bloques de contrachapado en las esquinas del marco para poder introducir los tornillos de sujeción.

También se han diseñado unas puntas de ala, que están pensadas para poderse cortar por control numérico en una máquina de tres ejes, y después terminar de ajustar la forma deseada mediante lijado a mano (ver Fig. 5.3.6A). En el CÉFIRO 01, no había tiempo para aprender el uso del programa de corte en 3D por lo que se construyeron íntegramente a mano (ver Fig. 5.3.6B).

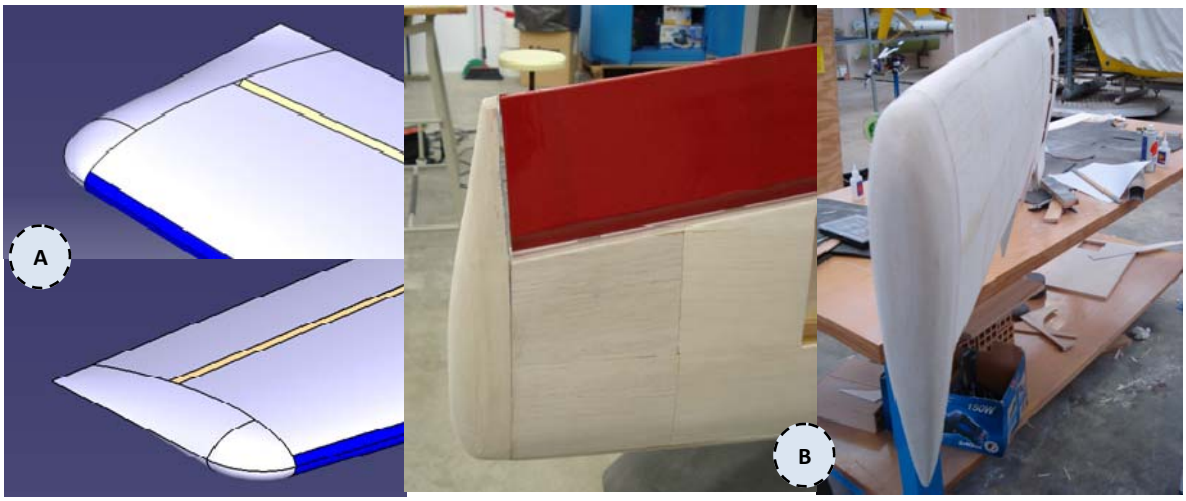


Fig. 5.3.6 - A) punta de ala genérica diseñada en CATIA, preparada para que mediante un lijado final se pudieran conseguir varias configuraciones de punta de ala. B) punta de ala fabricada de manera artesanal para el CÉFIRO 01.

En cuanto al flap, su diseño es muy similar al de cualquier otra superficie de control. Está compuesto de un borde de ataque triangular de 1” x 1” de sección al que se adhieren un conjunto de costillas de 1/8” de espesor, que al contrario de lo que ocurría en el elevador, son no simétricas, ya que continúan el perfil NACA 2415 del ala y por tanto presentan curvatura. El conjunto se completa con un revestimiento de balsa de 1/8”. El borde de ataque comercial de 1” x 1” no tiene suficiente altura como para cubrir todo el canto del flap, con lo cual en el proceso de construcción hay que añadir una lámina de balsa y lijar hasta conseguir un triángulo que cubra todo la altura del mismo.

El alerón es de características similares al flap, pero en este caso el borde de ataque triangular de 1” x 1” sí es suficiente para cubrir el canto del alerón.

Para accionar el alerón y el flap, se emplea el mismo sistema que en el elevador y el timón de dirección. Una varilla procedente del servo se conecta con un “push-horn” pegado y atornillado a una placa de contrachapado instalada en la superficie de control (ver Fig. 5.3.7).

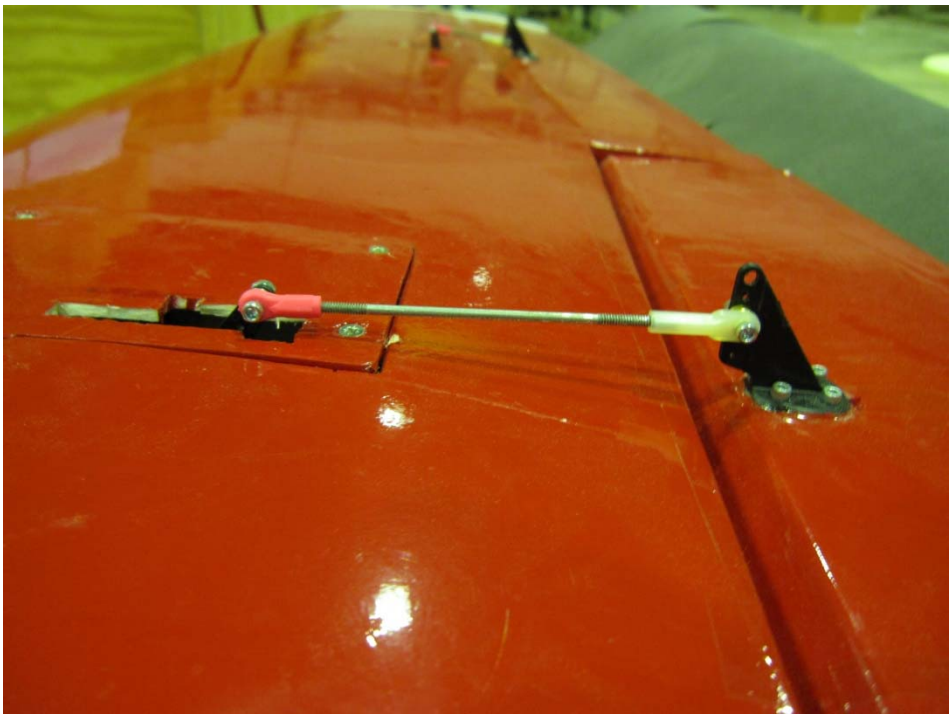


Fig. 5.3.7 - Detalle de la compuerta de acceso y del mecanismo de actuación del flap.

5.4 Estudio del reparto de peso y materiales del conjunto alar

Para mejorar la precisión de la estimación de pesos, se ha introducido en el modelo toda la tornillería, los servos con su peso exacto, y se han aumentado las densidades de las maderas en un 15% para incluir el peso de las uniones pegadas. Esta última hipótesis no es del todo exacta, ya que el pegamento se encuentra solo en las uniones, pero se ha demostrado que es muy válida, ya que allí donde hay madera debe haber uniones pegadas, y estas se distribuyen de manera uniforme en todo la aeronave. Además con esta simplificación se tienen en cuenta no solo el aumento de peso, sino en cierta medida su contribución al centro de gravedad y a la inercia.

La distancia vertical del CG al borde de ataque es de 0,73 mm (el CG queda por encima), al eje del tubo de la cogida hay una distancia vertical de 58,98 mm, y a la base del larguero delantero hay 30,07 mm.

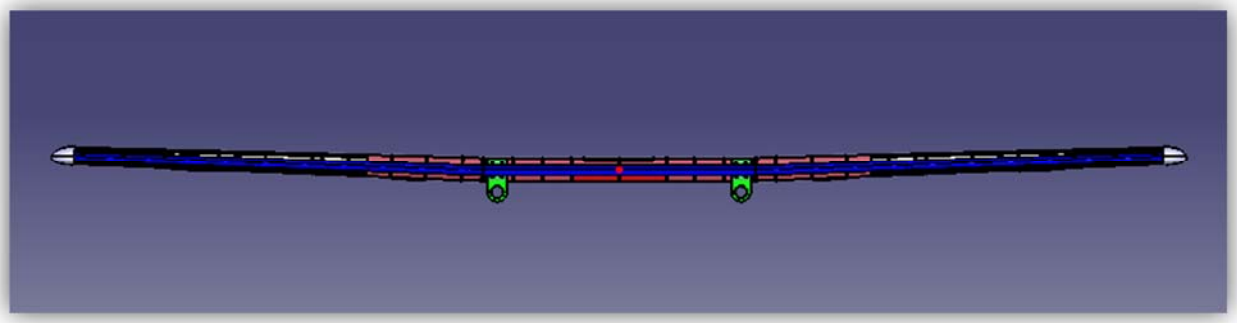


Fig. 5.4.1 - Posición vertical del centro de gravedad del conjunto alar.

La distancia horizontal del CG al borde de ataque es de 170,71 mm.

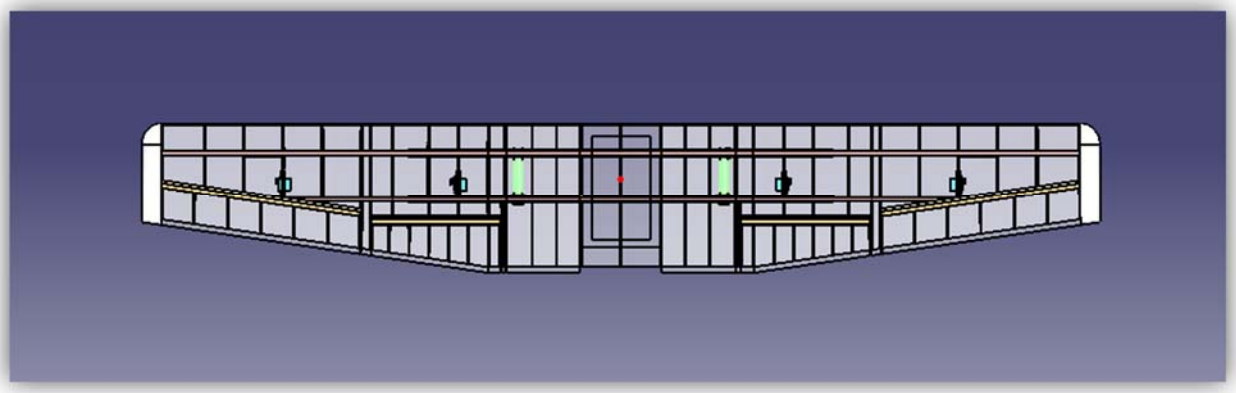


Fig. 5.4.2 - Posición horizontal del centro de gravedad del conjunto alar.

El peso total del conjunto alar es de 4,967 kg y se reparte de la siguiente manera:

REPARTO DEL PESO DE UN EXTREMO DE ALA SEGÚN TIPO DE MATERIAL.

Maderas		
Balsa		0,670 kg
Abeto		0,186 kg
Pino		0,000 kg
Contrachapado		0,179 kg
	Total	1,035 kg
Metal		0,006 kg
Servos		0,127 kg
	TOTAL UN EXTREMO ALAR	**1,168 kg**

REPARTO DEL PESO DEL ALA CENTRAL SEGÚN TIPO DE MATERIAL.

Maderas		
Balsa		0,364 kg
Abeto		0,153 kg
Pino		0,915 kg
Contrachapado		0,383 kg
	Total	1,815 kg
Metal		0,816 kg
Servos		0 kg
	TOTAL DEL ALA CENTRAL	**2,631 kg**

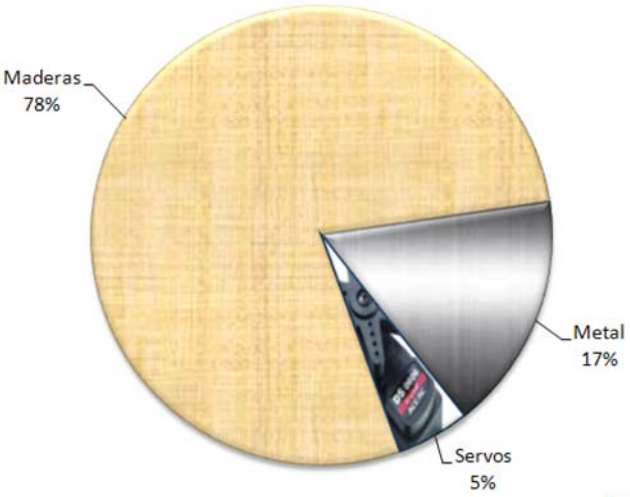
REPARTO DEL PESO DEL CONJUNTO ALAR SEGÚN TIPO DE MATERIAL.

Maderas		
Balsa		1,704 kg
Abeto		0,525 kg
Pino		0,915 kg
Contrachapado		0,741 kg
	Total	3,886 kg
Metal		0,828 kg
Servos		0,253 kg
	TOTAL CONJUNTO ALAR	**4,966 kg**

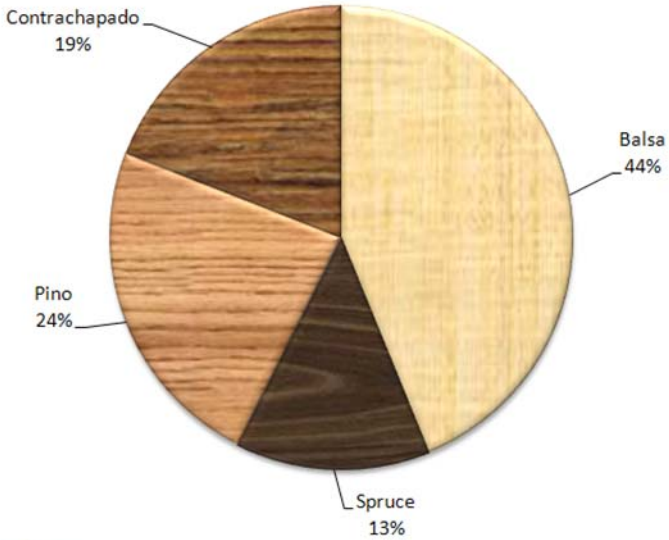
En los siguientes gráficos obtenidos a partir de los datos de las tablas anteriores se representan datos sobre el reparto del peso del conjunto alar. En el primero de ellos (Reparto del peso simplificado) se descompone el peso del ala en los diferentes tipos de materiales empleados: madera, metal y un apartado para servos. Dentro del grupo maderas del primer gráfico se puede realizar otra división que especifique que porcentaje en peso del mismo corresponde a: balsa, contrachapado y abeto. Esta división del grupo maderas se muestra en el segundo gráfico (Reparto del peso de las maderas). Por último, se ha incluido un tercer gráfico (Reparto del peso detallado) que descompone el peso total del conjunto alar pero teniendo en cuenta el reparto según el tipo de maderas de la segunda gráfica.

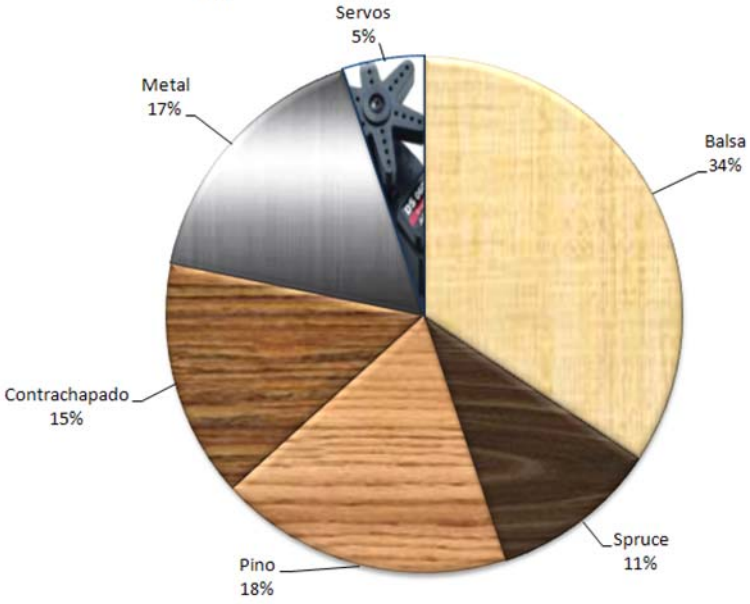
GRÁFICOS CON REPARTOS DE PESO DEL CONJUNTO ALAR

REPARTO DEL PESO SIMPLIFICADO



REPARTO DEL PESO DE LAS MADERAS





REPARTO DEL PESO DETALLADO

5.5 Mejoras posibles en el diseño del conjunto alar

El ala central comparte uno de los inconvenientes de la cola, la cogida del tail-boom al estar construida en acero galvanizado y acero inoxidable es muy pesada. Debido a la falta de medios de soldadura, no se ha acudido a una configuración basada en aluminio, pero sería interesante explorar esta posibilidad, ya que se ahorrarían en torno a 250 g de peso.

Otra posibilidad de mejora es la realización de una serie de aligeramientos en los núcleos del ala central. Los largueros del ala están diseñados para que las paredes laterales de contrachapado sean capaces por si misma de resistir todo el cortante. Luego la única aportación que puede realizar el núcleo a la resistencia del larguero es soportando parte de las tensiones que genera el momento flector. Para resistir un flector las únicas partes útiles de la sección son la superior y la inferior, luego la parte central es prescindible, ya que solo está implicada en la resistencia del cortante que ya es completamente resistido por las paredes laterales. Al realizar los aligeramientos hay que ser conscientes de que se encuentren a cierta distancia de la zona de las cogidas del tail-boom y fuselaje, es decir, solo se realizarán en los tramos intermedios entre estas.

En la siguiente imagen se muestra una simulación de una posible configuración de aligeramiento. El peso que se ahorraría en este caso, según la estimación de CATIA, es de 105g. Es una cantidad pequeña, pero es una contribución más a la reducción del peso de la aeronave. En definitiva, sería interesante fabricar un larguero de estas características y comprobar, que efectivamente, una vez ensamblado, su resistencia es prácticamente la misma y su peso es más reducido.

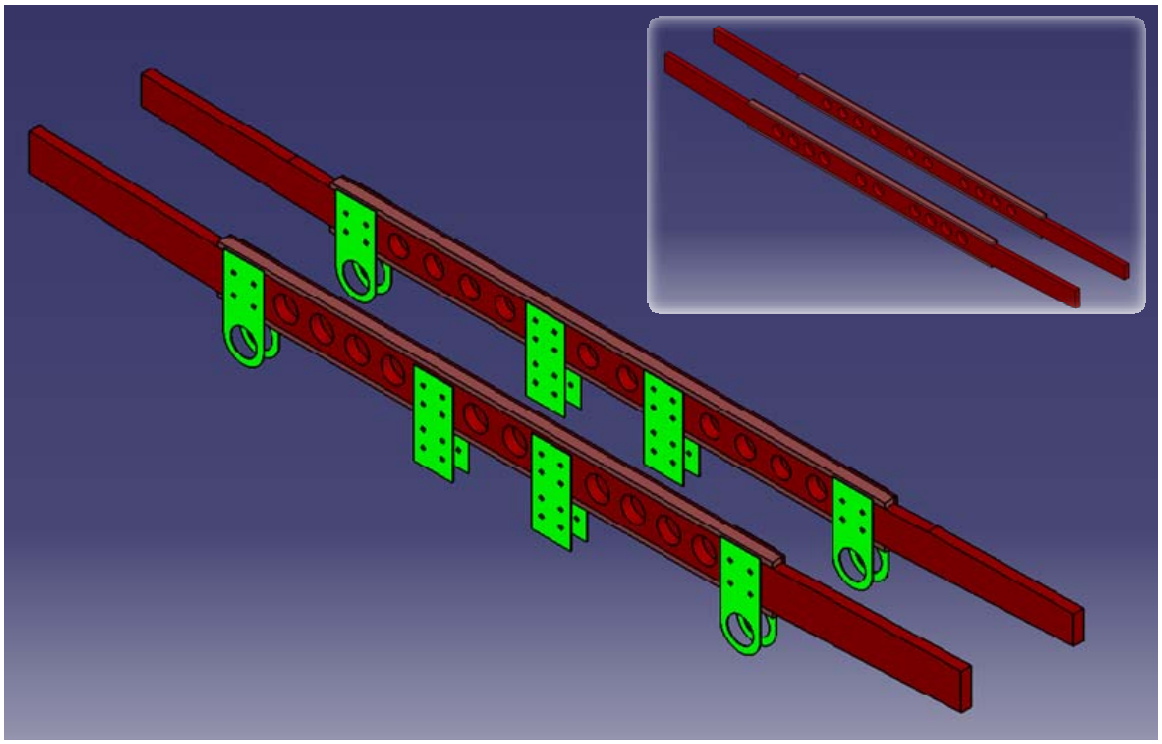


Fig. 5.5.1 - Imagen de núcleos del ala central aligerados. Solo se aligeran los tramos intermedios entre las cogidas.

Otra mejora sería la búsqueda en proveedores especializados de maderas más resistentes que el pino (como puede ser el abedul) para su uso en el núcleo del larguero.

Sería interesante emplear en los revestimientos un espesor menor que 1/8”, como por ejemplo 1/16”. Estructuralmente no habría problemas y se ahorraría gran cantidad de peso. En concreto, si se cambia el espesor del revestimiento a 1/16” en toda el ala se ahorrarían 509 g.

Para un mejor acceso a los servos sería conveniente agrandar el tamaño de las compuertas de forma que al abrir la compuerta no solo se tenga acceso a la parte frontal del servo sino también su parte posterior. Esto facilitaría las tareas de inspección y reparación.

Para revisiones posteriores del diseño podrían modificarse los alerones para que su centro de gravedad esté en la línea de bisagra y así la superficie de control este nivelada y no requiera de la acción continua del servo para mantener su posición horizontal. Esto se consigue colocando un pequeño contrapeso en el lado opuesto de la línea de bisagra de forma que modifique la posición del centro de gravedad de la superficie para que coincida con dicha línea.

6. Diseño del conjunto fuselaje

En el primer apartado de este capítulo se analizan los requerimientos y dificultades encontrados en el diseño del fuselaje y se justifican la tipologia estructural adoptada. En posteriores secciones se describen con detalle cada una de las partes que lo componen: morro, fuselaje central y tren de aterrizaje. Además se realiza un estudio de pesos y se indican posibles mejoras para optimizar la estructura del fuselaje en futuros Céfiro.

6.1 Requisitos y descripción general del fuselaje

Los diseños de cola y el ala mostrados son muy parecidos al diseño convencional de cualquier otra superficie sustentadora de otras aeronaves radiocontrol o incluso de aeronaves reales. Sin embargo el conjunto fuselaje sí se presentó como un problema más complejo de diseño.

En el diseño del conjunto fuselaje hay una serie de dificultades. Está dividido en dos partes, morro y fuselaje central, y la unión entre ambos debe soportar las solicitaciones provocadas por los 10 kg de carga de pago, situados en el morro, en maniobrar de hasta 4Gs, todo esto sin perder su capacidad desmontable. Estas no son las únicas cargas presentes, debe resistir el empuje y vibraciones del motor, y las fuerzas que actúan sobre el tren en las maniobras de despegue y aterrizaje. Además, el interior del fuselaje debe ser fácilmente accesible, por ello presenta compuertas, que solo actúan como tapas y no soportan carga estructural. De esta manera, toda la zona superior del morro no tiene funcionalidad estructural ya que la compuerta de acceso a la carga de pago ocupa prácticamente toda su extensión.

En el proceso de diseño se pensó en emplear una estructura construida en balsa similar a la de aeronaves reales: un revestimiento rigidizado por una corona de pequeños larguerillos dispuestos longitudinalmente con un conjunto de cuadernas situadas transversalmente (ver Fig. 6.1.1). La balsa es un material ortótropo que solo se comporta bien en la dirección de la veta, es frágil, y no soporta bien un impacto. Por tanto, aunque esta tipología estructural es óptima para el uso en aeronaves, al ser construida en balsa, con las fuertes solicitaciones que debe soportar, no era la más adecuada para esta aplicación.

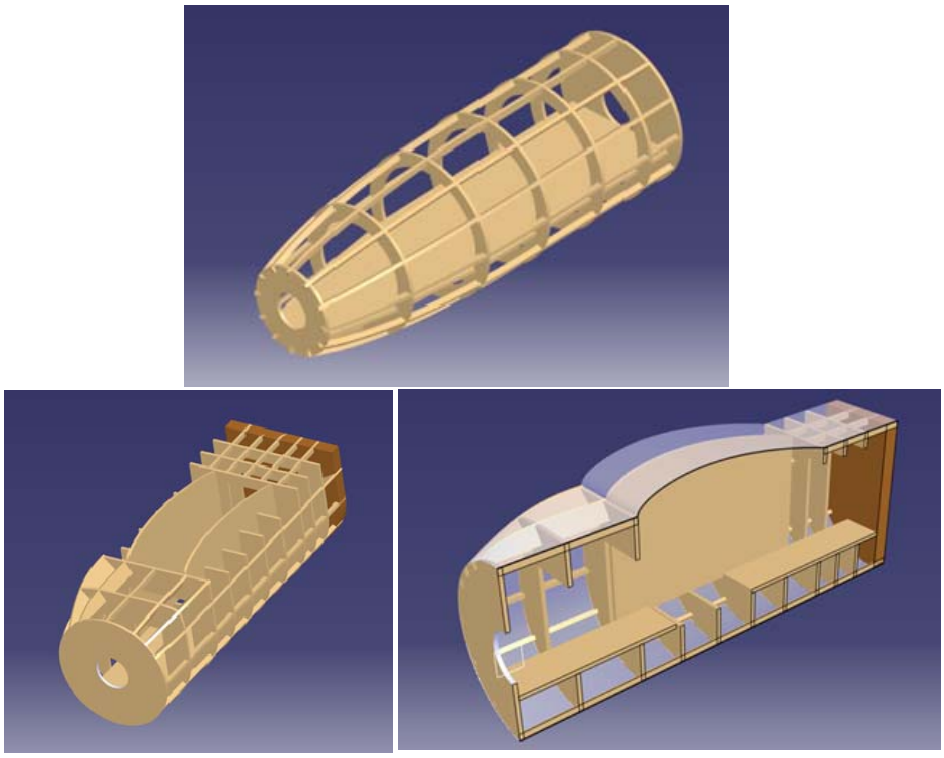


Fig. 6.1.1 - Primer diseño de fuselaje propuesto, realizado íntegramente en balsa (excepto el cortafuegos), carente de largueros maestros y con una unión entre morro y fuselaje central basada solamente en cinco tornillos.

Por otro lado el fuselaje está dividido en dos partes desmontables, que se unen a través dos cuadernas de contrachapado que permanecen en contacto mediante el atornillado de cinco tornillos. En un diseño como el comentado anteriormente, una corona de larguerillos de balsa no sería capaz de resistir las fuertes solicitaciones (cambios repentinos de actitud, altos Gs, aterrizajes incorrectos, etc) que se dan en la zona de unión entre morro y fuselaje, ya que en este punto los larguerillos están pegados a las rígidas cuadernas de contrachapado (que actúan prácticamente como un empotramiento), y las fuertes tensiones que se podrían dar no serían soportables por la balsa. Había que añadir nuevos elementos que ayudaran en la transmisión de carga entre morro y fuselaje. En resumen, este primer diseño estándar y similar al resto de aeronaves, no era el adecuado por dos factores:

- La propia fragilidad de la balsa, que debe resistir solicitaciones muy fuertes comparadas con las que se presentan en aviones radiocontrol con fuselaje de una sola pieza.
- La poca redundancia en la unión con el fuselaje central.

La unión que se había ideado entre ala central y los extremos de ala resultaba muy satisfactoria, y se decidió implementar un diseño de ese tipo en la unión morro-fuselaje central. La idea consiste en unas piezas del fuselaje central que se introducen en unos huecos dispuestos en el morro. La dificultad de integrar estas piezas en la estructura del fuselaje central, y la precisión de construcción requerida para que los huecos del morro tengan las dimensiones exactas de los machos del fuselaje central, llevaron al equipo de diseño a implementar un sistema de largueros equivalente al del ala. Estos largueros se nombrarán como “largueros maestros”.

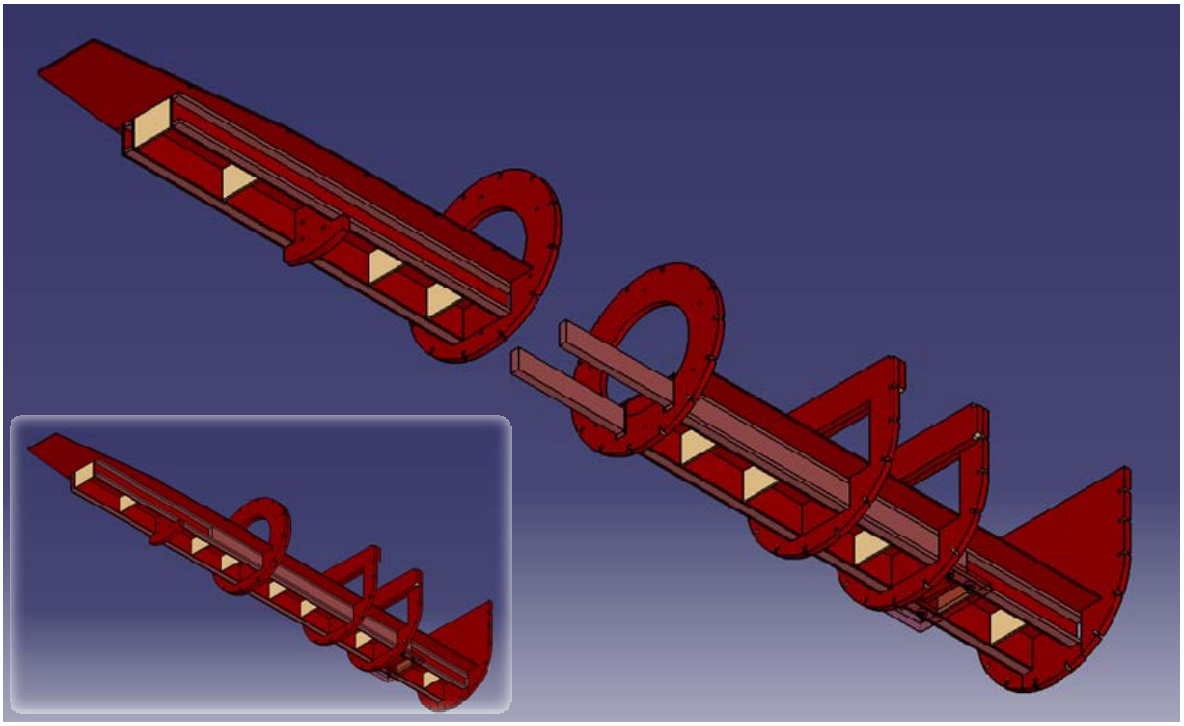


Fig. 6.1.2 - En esta imagen se distinguen claramente los elementos estructurales fundamentales de mayor responsabilidad en el fuselaje: los largueros maestros, el suelo, las cuadernas de unión entre morro y fuselaje, las cuadernas de conexión con el conjunto alar, y el cortafuegos. En larguero maestro izquierdo, se ha ocultado una de sus placas de refuerzo para que se pueda ver su interior.

La figura 6.1.2 servirá para visualizar como funciona la estructura del fuselaje. Los largueros maestros estan pegados mediante epoxi al suelo de contrachapado del morro y fuselaje. La unión se refuerza con unas piezas intermedias cuadradas que estan pegadas al mismo tiempo a los largueros y al suelo. Fuselaje central y morro quedan unidos cuando las vigas salientes del fuselaje central, se introducen en el hueco interior de los largueros maestros del morro, y se elimina el unico grado de libertad relativo existente atornillando entre sí las dos cuadernas de unión. Con este sistema se logra que los tornillos de la unión estén mucho menos solicitados, ya que la mayoría del peso del morro descansa sobre estas vigas procedentes del fuselaje. Este conjunto así formado tiene una gran rigidez y consistencia, y constituye la principal vía de tranmisión de carga en el fuselaje. A este grupo estructural se adhieren directamente el cortafuegos, las cuadernas de unión con el conjunto alar, y las placas de soporte del tren de aterrizaje (ver Fig. 6.1.3).

Si se dejase así la estructura las cargas viajarían solo a traves de los largueros maestros, y en la zonas de unión al larguero de los elementos estructurales comentados, se producirían grandes tensiones, con el consiguiente riesgo de rotura. Por ello toda la responsabilidad no se puede dejar a cargo de estas vigas. Hay que añadir un conjunto de cuadernas y larguerillos que ayuden en la tarea de la transmisión de carga, y den forma al revestimiento de la aeronave. Como gran parte de la carga ya es resistida por el conjunto largueros maestros-suelo, estas cuadernas y larguerillos de balsa tienen un espesor reducido. Por último se añade un revestimiento de 1/8” de espesor, cuya veta está orientada en la dirección longitudinal del fuselaje, contribuyendo en gran medida a la rigidez y resistencia del conjunto.

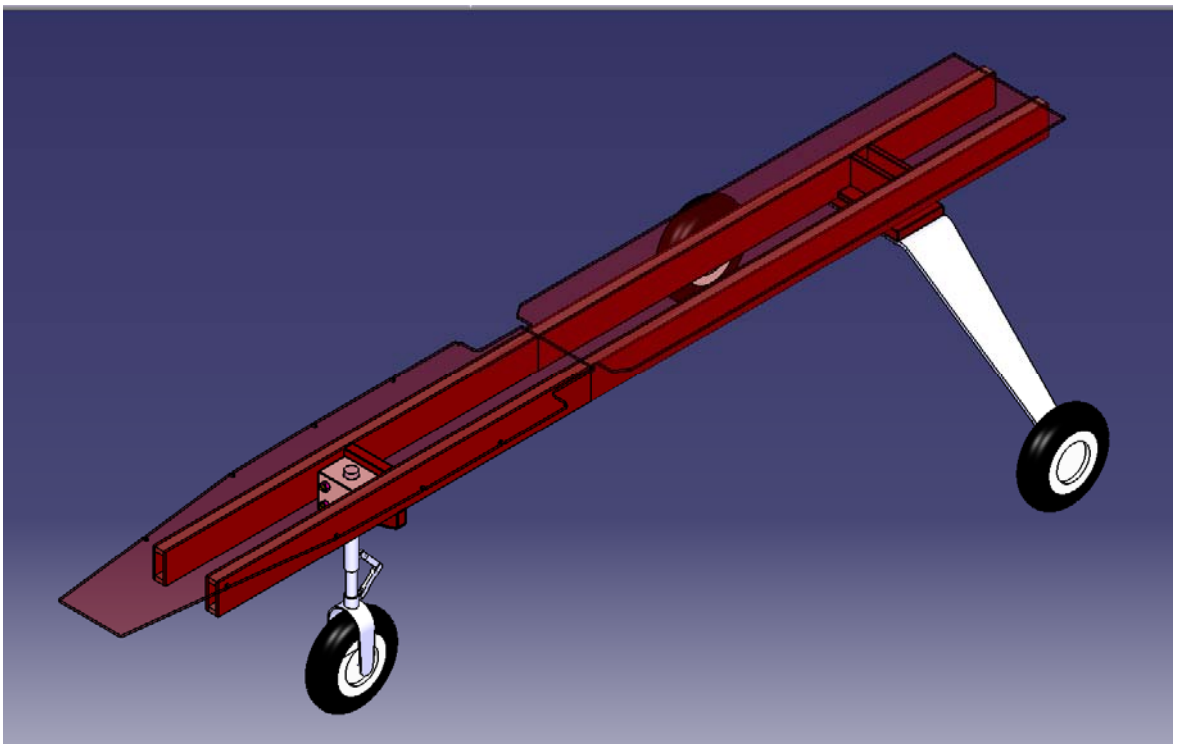


Fig. 6.1.3 - El tren de aterrizaje está adherido al sólido conjunto largueros maestros-suelo, al que le transmite directamente la carga.

El uso de estos largueros maestros ha sido una de las claves en el diseño y construcción de Céfiro, ya que además de solucionar desde el punto de vista estructural los problemas anteriormente comentados, se han diseñado para facilitar en gran medida la construcción del conjunto fuselaje. Estos dos largueros son la primera pieza que se coloca en el utillaje, y sirven como una extensión del mismo, permitiendo la facil colocación y referenciado de las costillas (ver Fig. 6.1.4). Esta contribución a la facilidad de construcción quedará patente en el apartado de construcción del esqueleto del fuselaje y morro.

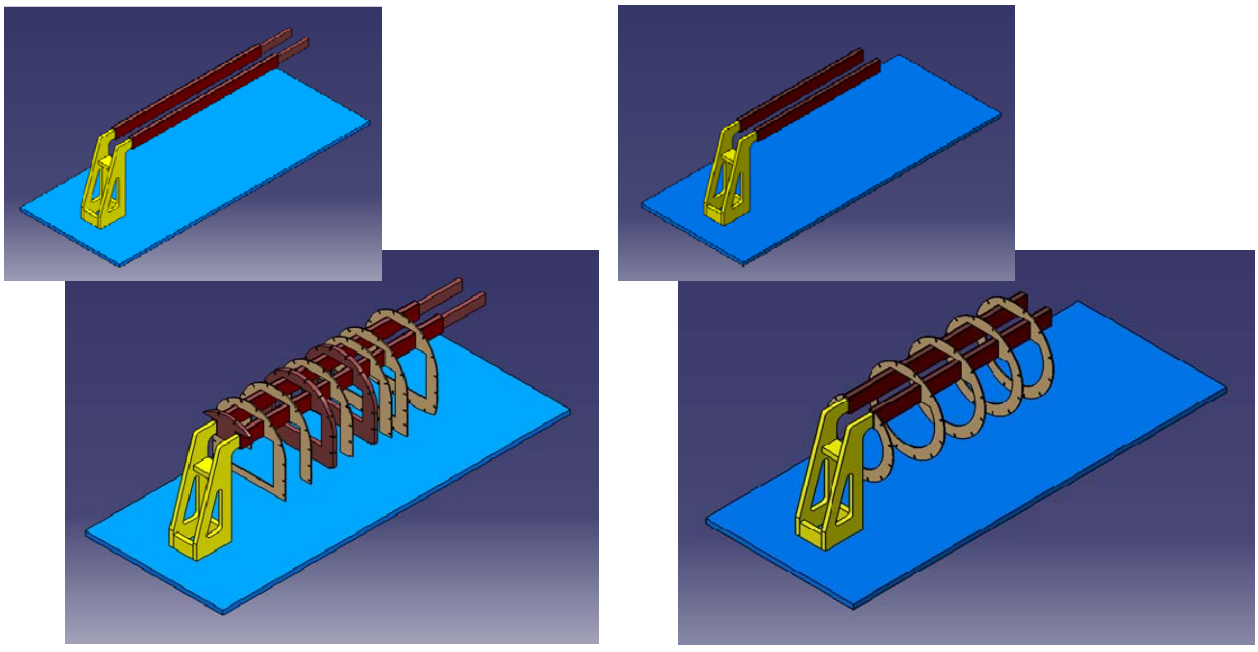
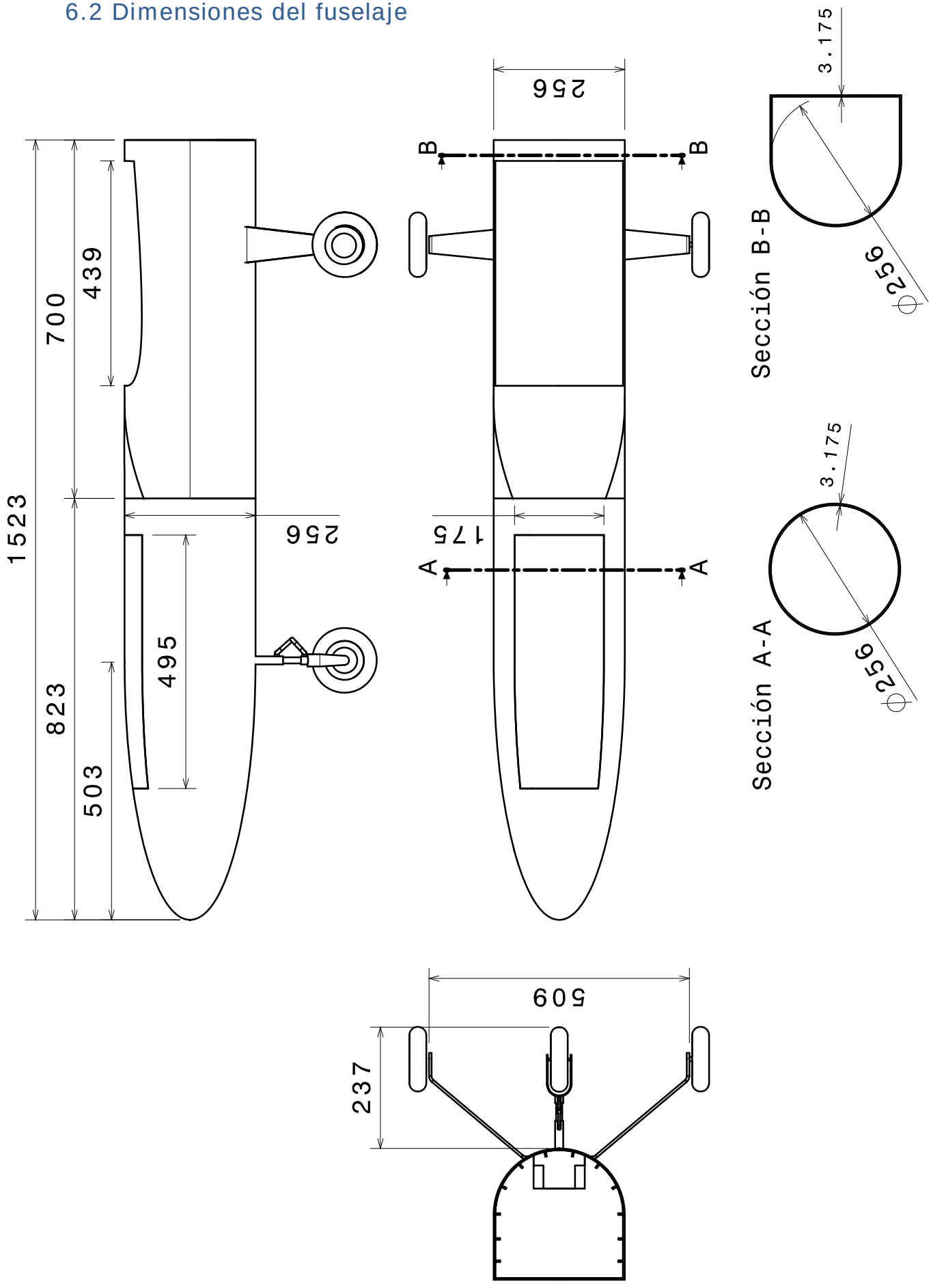
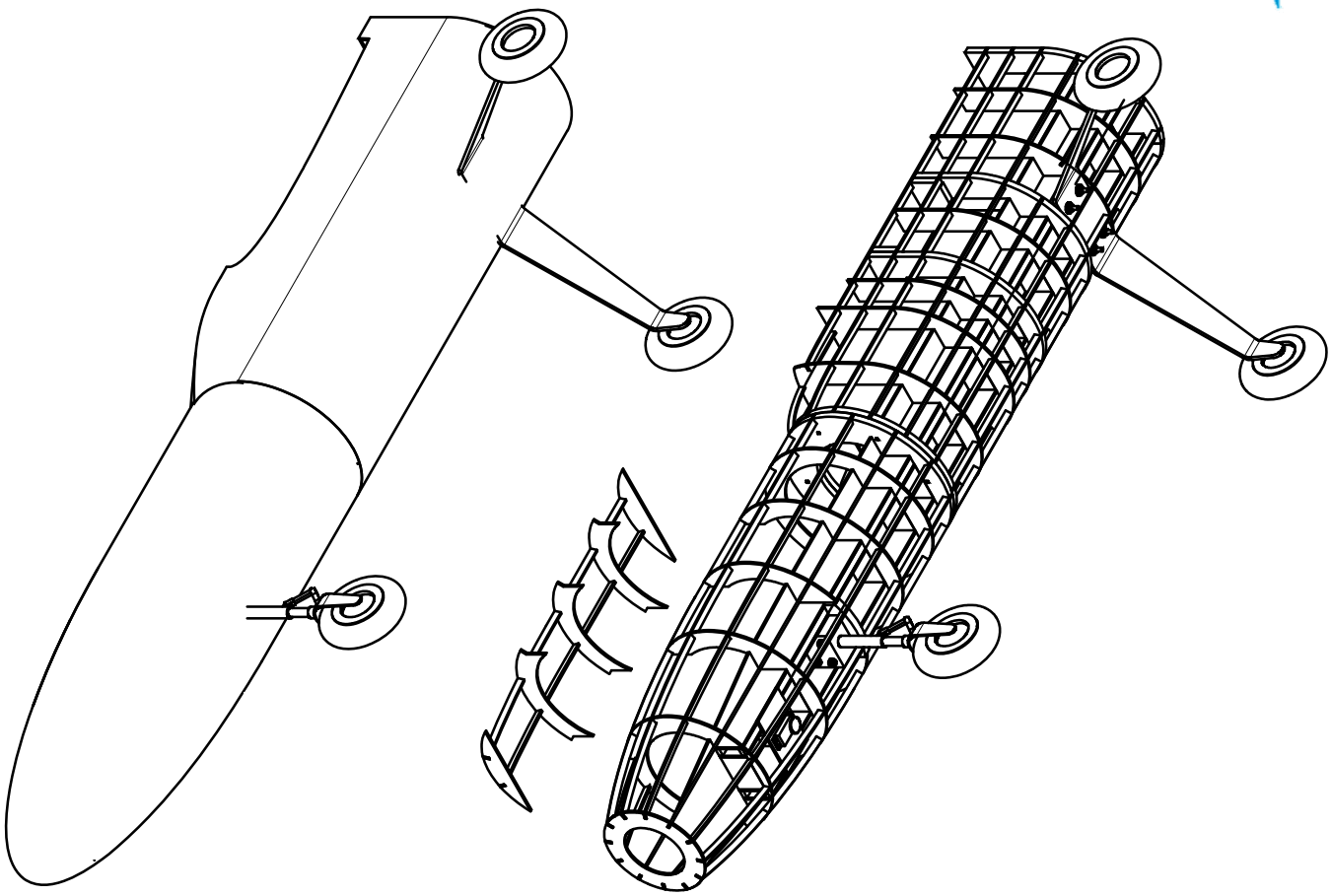
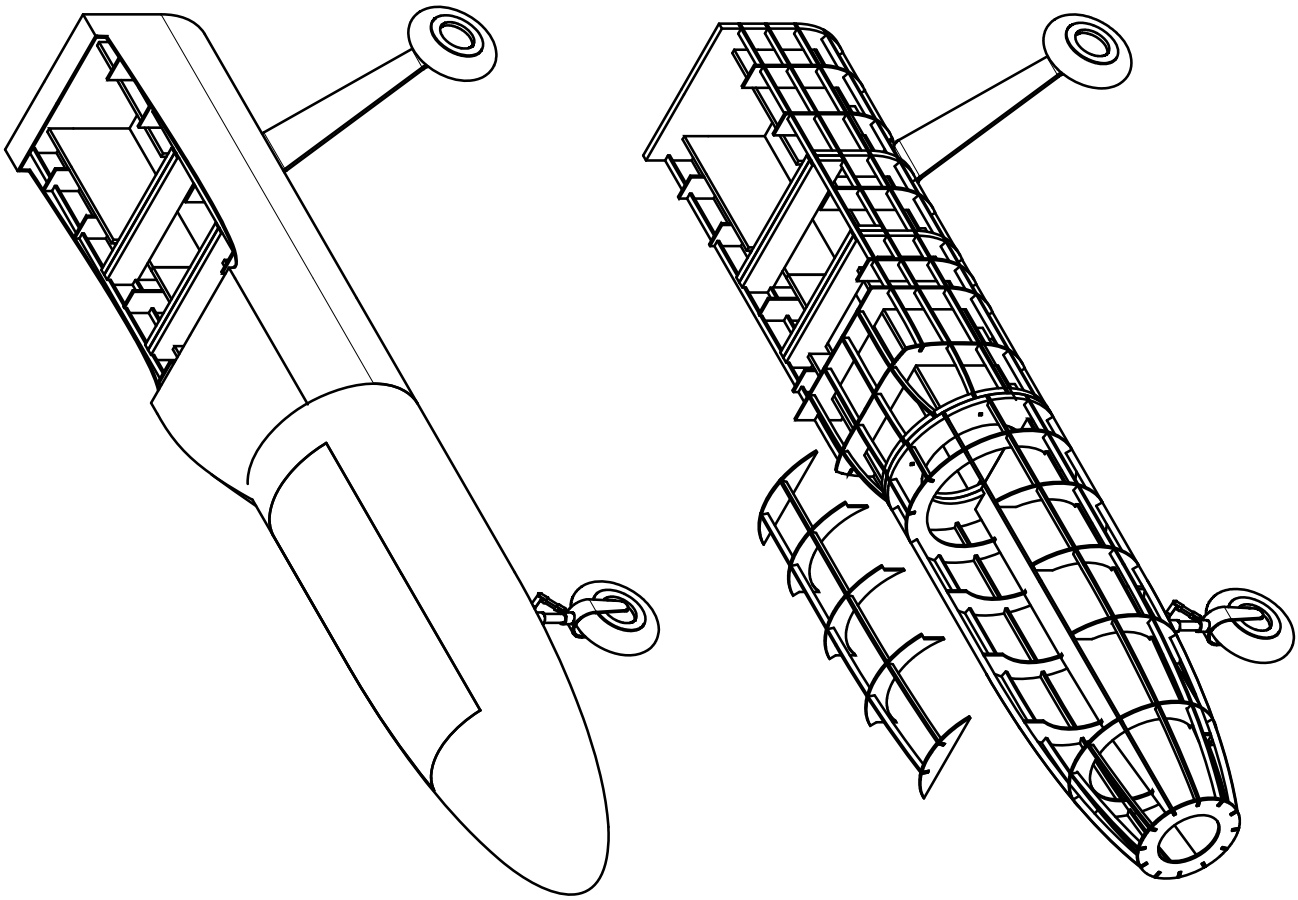


Fig. 6.1.4 - Los larguero maestros facilitan el proceso de construcción, permiten una facil colocación y referenciado de las costillas.

6.2 Dimensiones del fuselaje

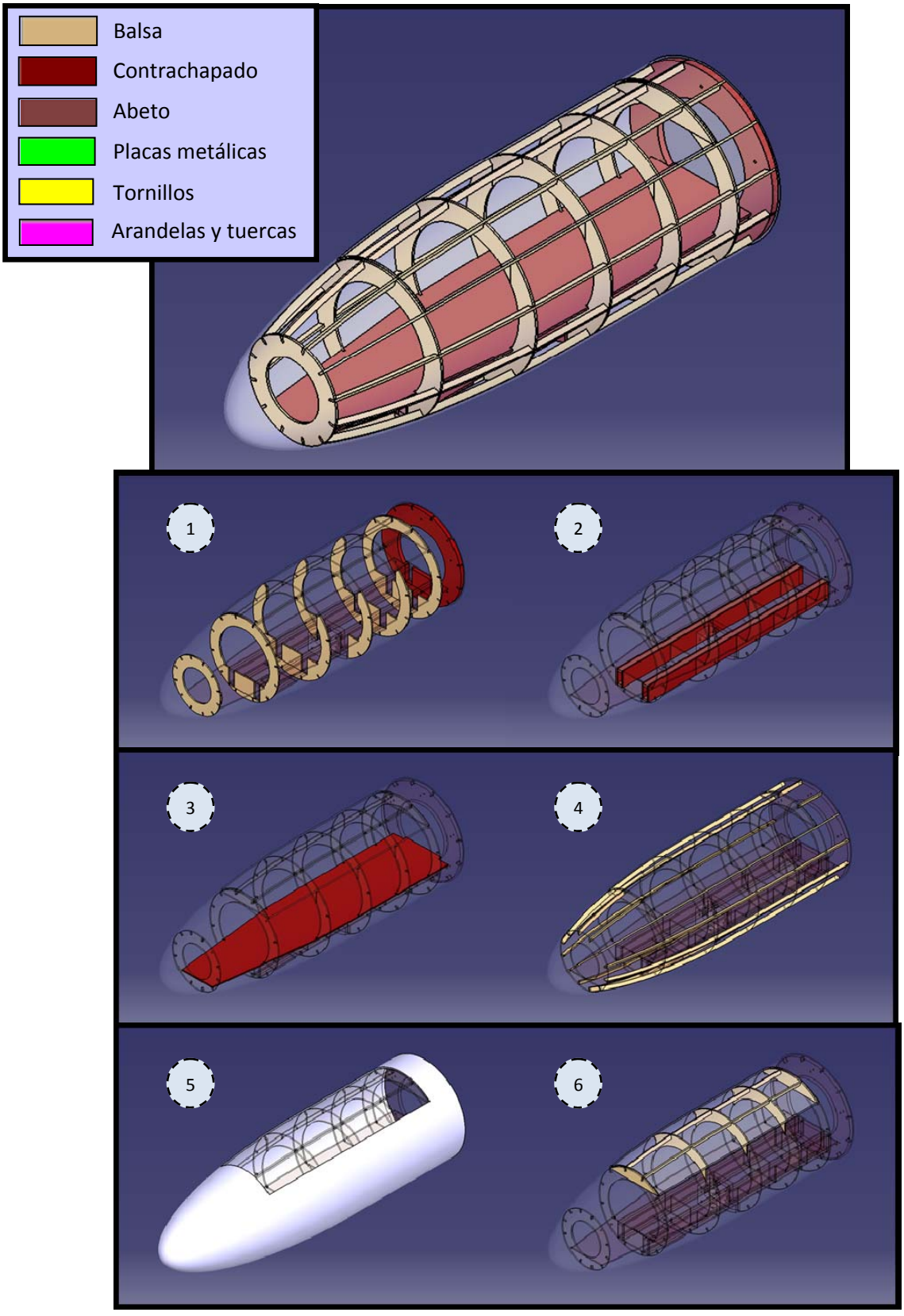






6.3 Diseño del morro

En este apartado se realizará una descripción detallada de la estructura del morro. A continuación se muestra una imagen del mismo y se resaltan cada uno de sus componentes. En dicha figura, se le ha asignado un número a cada componente para relacionarlo con su posterior descripción.



1) En total en el morro hay 7 cuadernas. La primera es la cuaderna de unión con el fuselaje, construida en contrachapado de 3/8” de espesor con cinco taladros para introducir los tornillos de fijación. Las siguientes seis cuadernas son de balsa de 1/8” de espesor. Las tres intermedias no son completas y están seccionadas para dejar espacio a la compuerta de acceso. Las separaciones relativas entre cuadernas se indica en la figura 6.3.1.

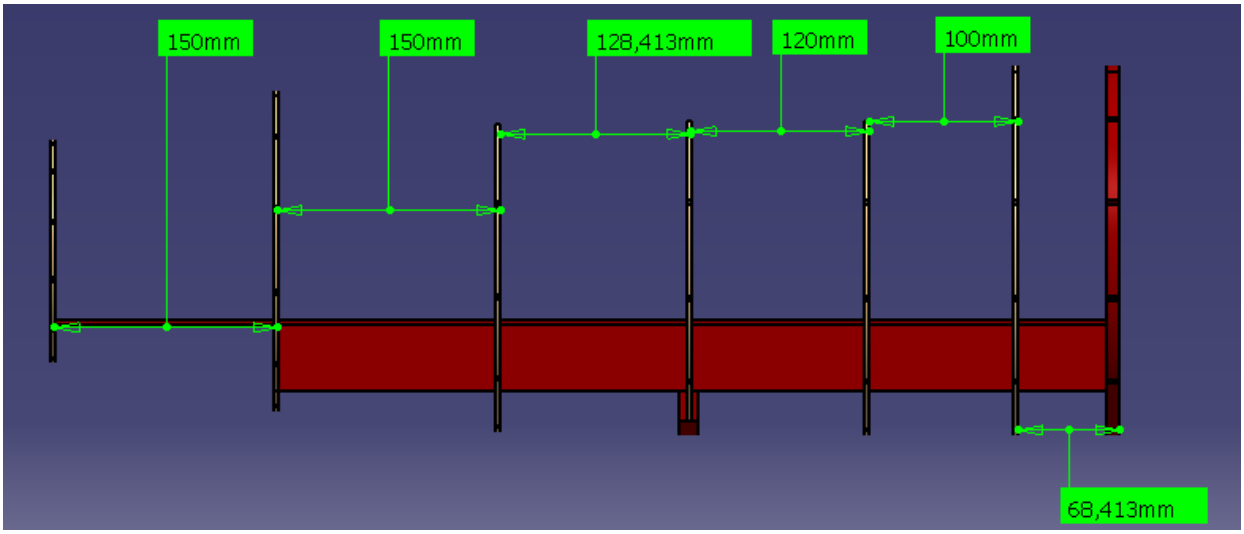


Fig. 6.3.1 - Distancia relativa entre las costillas del morro.

Cada cuaderna está adherida con epoxi a los largueros maestros. Para facilitar el proceso de construcción, las cuadernas se dividen en dos partes: la corona principal y una pieza intermedia rectangular que se introduce entre ambos largueros maestros una vez colocada la corona (ver Fig. 6.3.2). Esta pieza intermedia contribuye a reforzar la unión entre ambos largueros, manteniéndolos siempre en la misma posición relativa. Por último, en todas las cuadernas se han realizado unos huecos que dejan paso a los larguerillos.

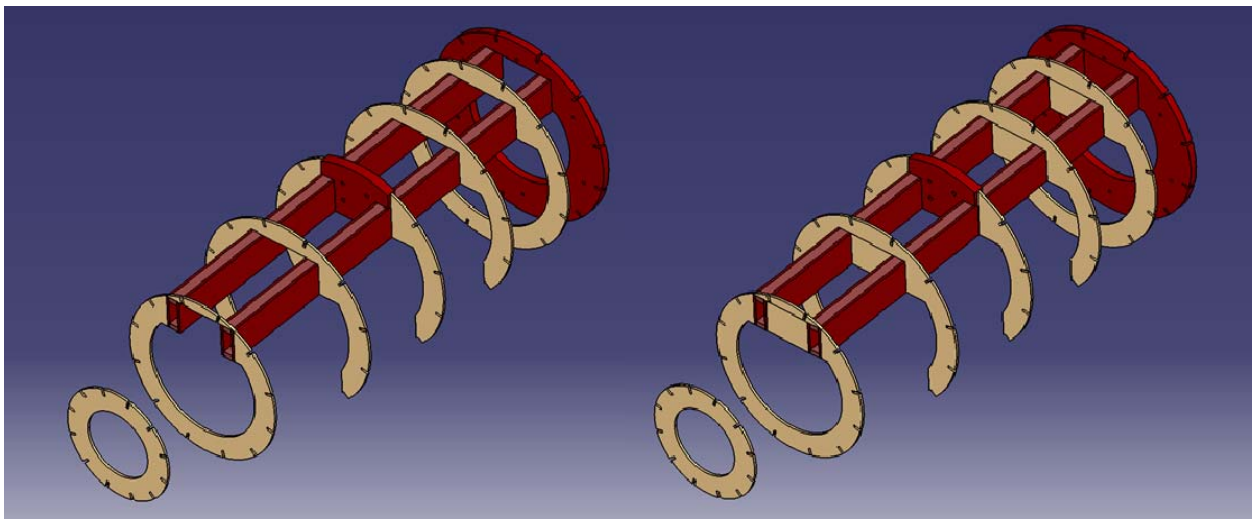


Fig. 6.3.2 - Cuadernas antes y después de colocar las piezas intermedias

2) Dos largueros maestros huecos, constituidos por dos láminas laterales de contrachapado de 1/8” de espesor, y dos larguerillos de sección 1/2” x 1/4” (ver Fig. 6.3.3). Sobre la

funcionalidad y objetivo de estos largueros ya se ha hablado en la introducción del capítulo.

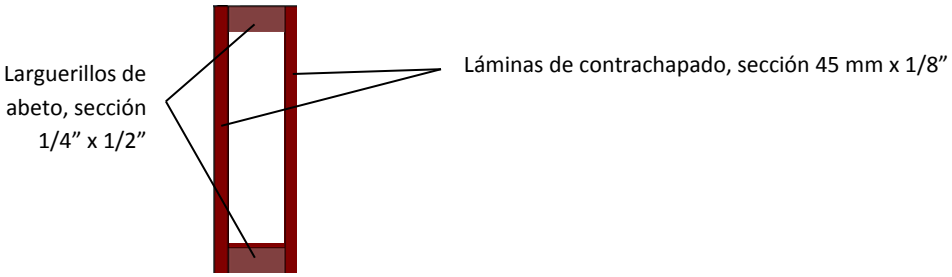


Fig. 6.3.3 - Dimensiones de la sección de los largueros maestros en el morro

3) Un suelo de contrachapado de 1/8” de espesor. En un principio se pensó en un suelo de balsa de 1/4”, pero esta idea se descarto ya que limitaba en gran medida las posibilidades de instalación de carga de pago. El suelo de contrachapado, facilita y garantiza una instalación solida y segura. La carga puede ir atornillada, cogida con bridas o pegada mediante velcro o cinta de doble cara.

   El suelo está pegado mediante epoxi a los largueros maestros y a las cuadernas, de manera que las solicitaciones inerciales provocadas por la masa de carga son transmitidas de manera directa a los largueros maestros (ver Fig. 6.3.4).

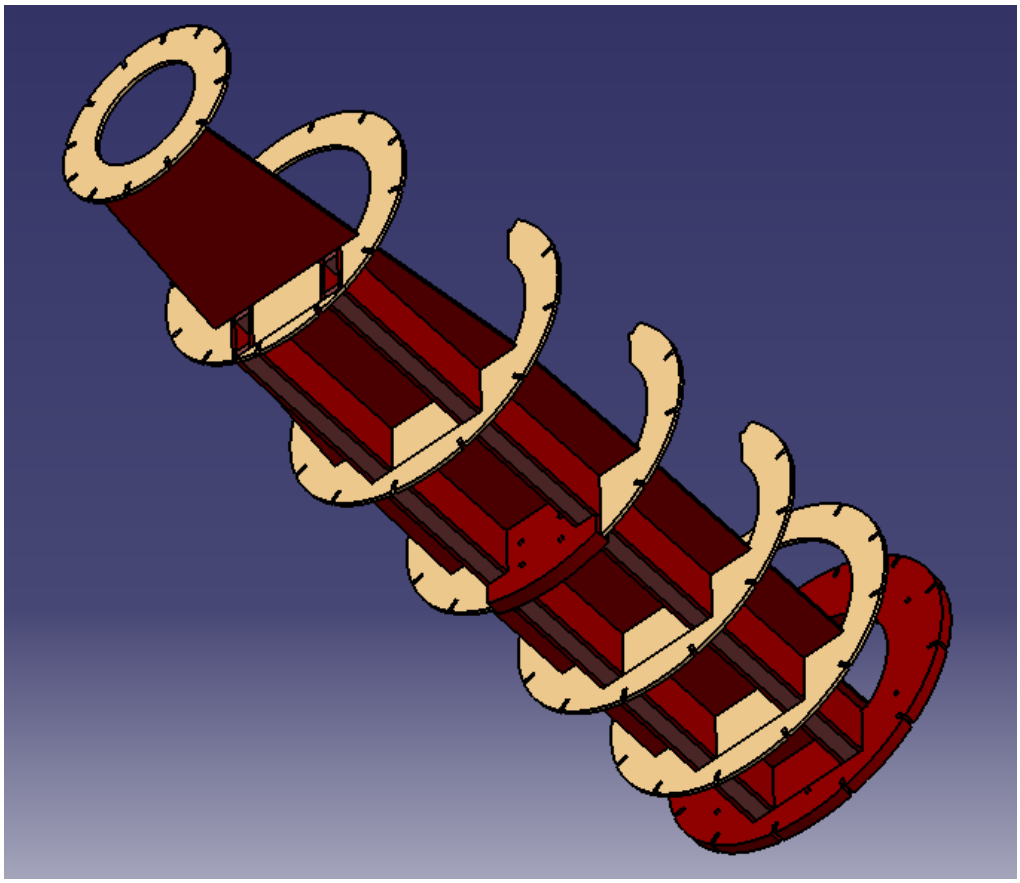


Fig. 6.3.4 - El suelo del morro está pegado directamente a largueros maestros y cuadernas.

4) Doce larguerillos de balsa de sección 1/8” x 3/8”, repartidos a igual distancia en la sección del morro, es decir, hay un larguerillo cada 30° en el perímetro de la misma (ver Fig. 6.3.5). Los larguerillos se encajan y pegan con cianocrilato en unos huecos realizados en cada una de las cuadernas.

   Los dos larguerillos superiores están cortados para dar paso a la compuerta de acceso, que se apoya en los larguerillos adyacentes, que actúan como marco. Como se comento anteriormente, la carga estructural que deben soportar estos larguerillos no es alta, como se demuestra en el análisis de elementos finitos del apéndice 4. Su principal funcionalidad es dar la forma, rigidizar y servir de apoyo para el pegado del revestimiento.

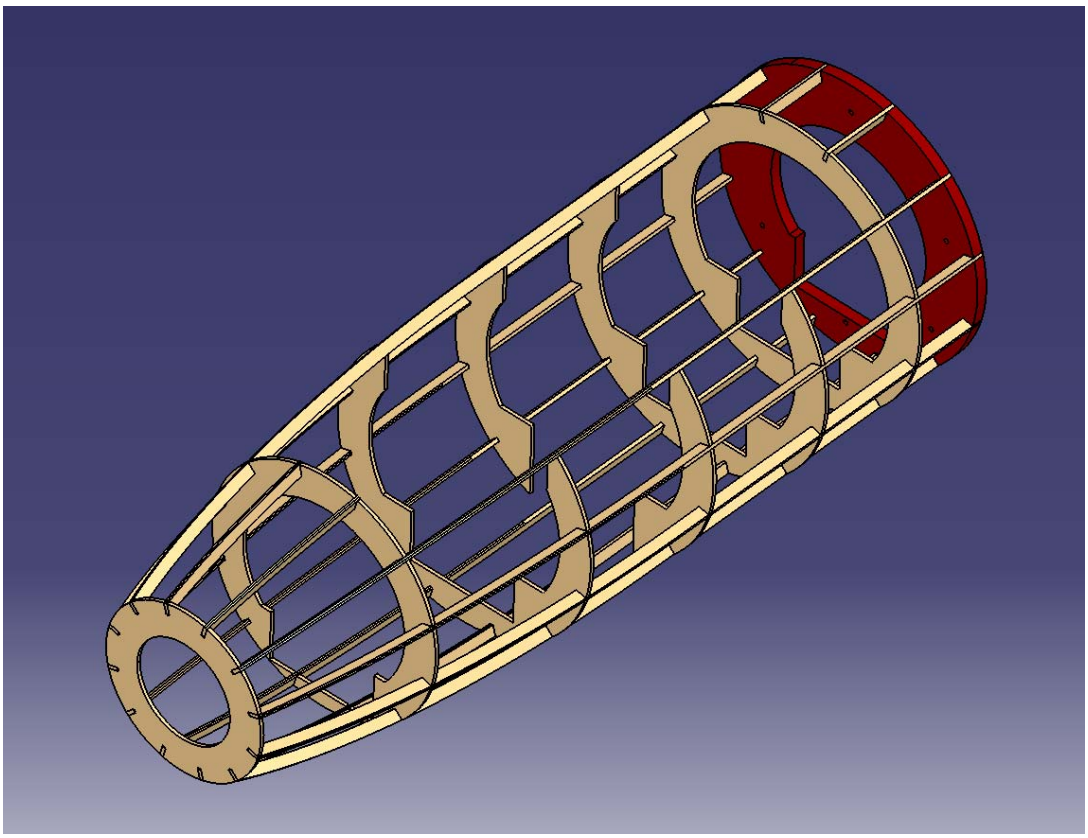


Fig. 6.3.5 - Disposición de los larguerillos en el morro y hueco para colocación de compuerta

5) Un revestimiento de 1/8” de espesor. El revestimiento confiere gran rigidez al morro, pero sobre todo define su forma aerodinámica. El morro queda completamente revestido excepto una pequeña franja en la zona del tren que deja paso al mecanismo de giro del tren de morro.

6) Para el acceso a la carga, hay dispuesta una compuerta de gran tamaño. Está constituida por un conjunto de cuadernas y larguerillos coincidentes con los respectivos del morro (ver Fig. 6.3.6 y Fig. 6.3.7).

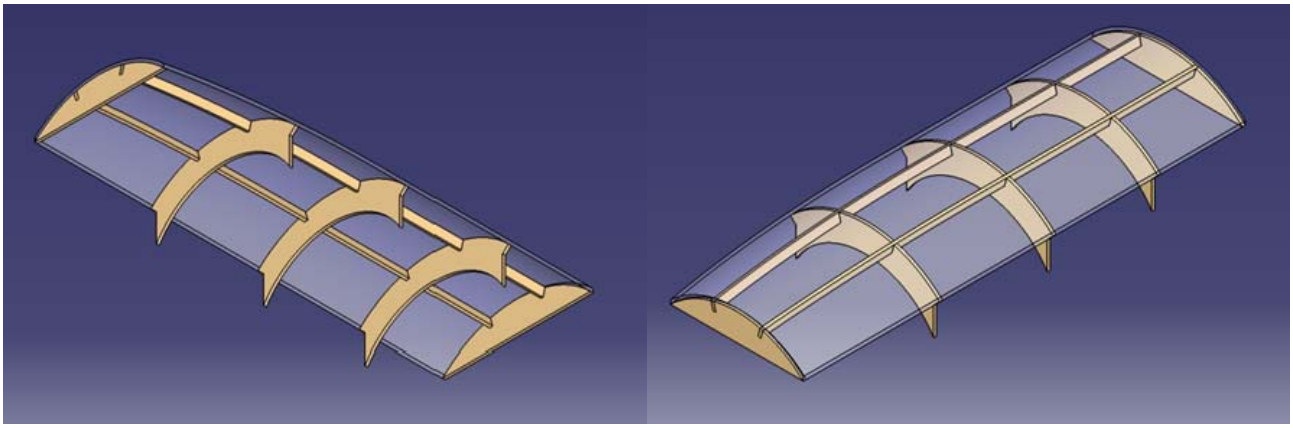
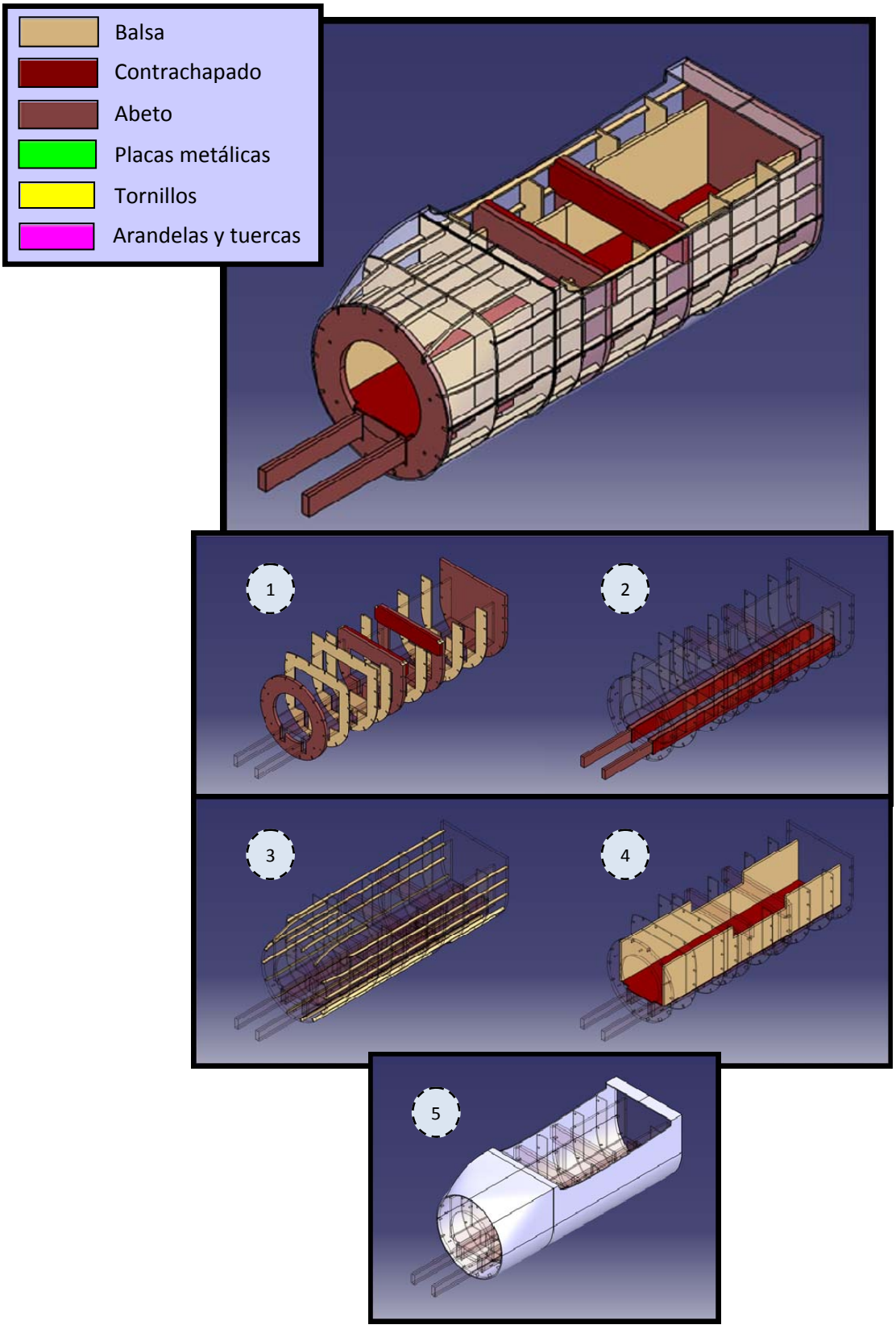


Fig. 6.3.6 – Imágenes de la compuerta del morro diseñada en CATIA.

Fig. 6.3.7 – Imágenes de la compuerta del morro construida para el CÉFIRO 01.

6.4 Diseño del fuselaje central

En este apartado se realizará una descripción detallada de la estructura del fuselaje central. A continuación se muestra una imagen del mismo y se resaltan cada uno de sus componentes. En dicha figura, se le ha asignado un número a cada componente para relacionarlo con su posterior descripción.



1. El fuselaje central tiene un total de 10 cuadernas, de las cuales seis son de balsa de 1/8” de espesor, y las 4 restantes (cuaderna encastre, cuadernas de unión con el ala, y cortafuegos) son de contrachapado de 3/8” de espesor. Las separaciones relativas se muestran en figura 6.4.1.

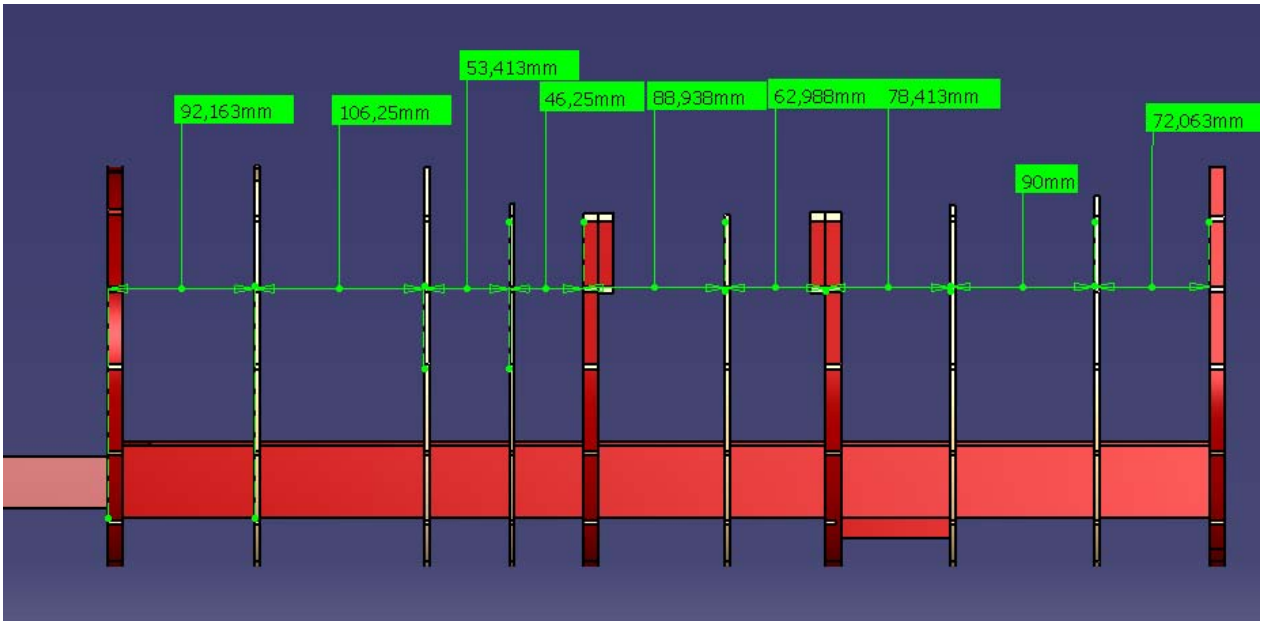


Fig. 6.4.1 - Separación relativa entre cuadernas

La distribución de las cuadernas del fuselaje central viene determinada por la posición del ala la cual viene dada por el estudio aerodinámico y de estabilidad de la aeronave (dichos datos y cálculos se pueden consultar en [T1] y [T2]).

A continuación se describen cada una de las cuadernas para las cuales se ha considerado una numeración del 1 al 10 comenzando por la cuaderna de la izquierda de la figura 6.4.1. La primera cuaderna de contrachapado de 3/8”, es la de unión con el morro. Posee cinco taladros coincidentes con los del morro. Posteriormente, en el capítulo de construcción se explicará con más detalle el uso e instalación de la unión entre morro y fuselaje. Las cuadernas 2 y 3 son de balsa, y son completas, es decir también incluyen la parte superior. El resto de cuadernas de balsa (la número 4, 6, 8 y 9), no son completas, carecen de parte superior para dar paso al ala y facilitar el acceso a la carga desde la compuerta del ala central. Las cuadernas de contrachapado 5 y 7 son las cuadernas de unión con el ala. Tienen un espesor de 3/8”, pero en la zona superior se coloca un refuerzo rectangular de 3/8” lo que suma un total de 3/4” de espesor que iguala el ancho de los largueros del ala. En estas cuadernas se realizan unos taladros para albergar los tornillos de las placas metálicas de unión con el ala (ver Fig. 6.4.2). Para fijar un conjunto de dos placas se emplean 8 tornillos con arandela y tuerca (4 en la cuaderna y 4 en el larguero). Estas placas quedan adheridas las cuadernas gracias al par aplicado sobre las tuercas autoblocantes que las presiona contra la cuaderna a modo de sándwich. Como la forma de trabajar de las placas es por presión y no por cortante contra el tornillo, los agujeros de las placas pueden tener un mayor diámetro que los tornillos, lo que facilita el alineado y colocación de las mismas.

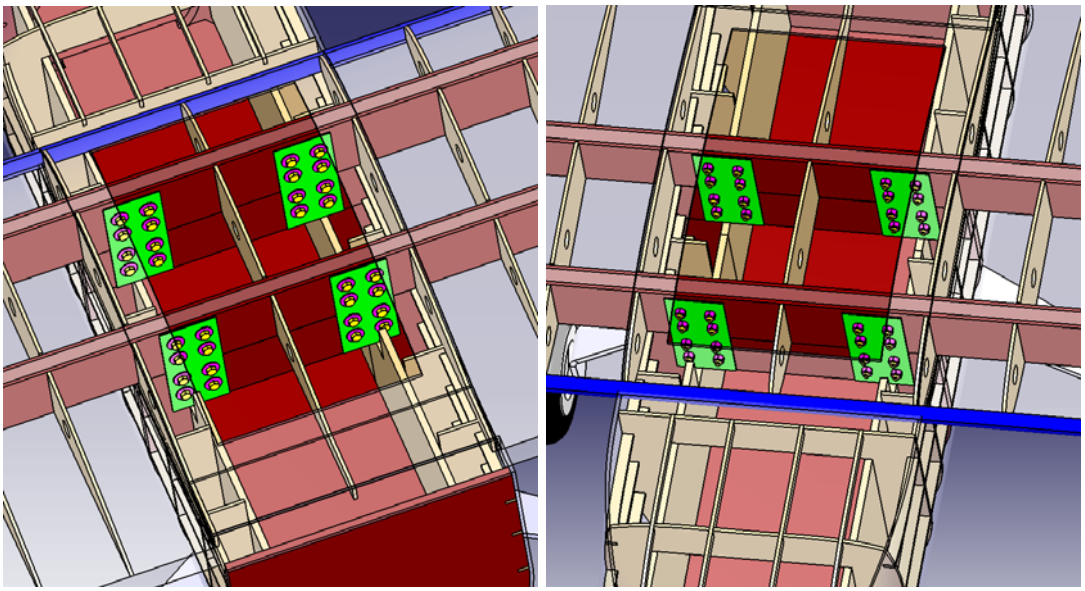


Fig. 6.4.2 - Detalle de las placas y la tornillería empleada en la unión de fuselaje central con el ala.

La última cuaderna es el cortafuegos de contrachapado cuya misión es sostener y aislar el motor. Hay que señalar que el motor, debido a la posición del centro de gravedad de la aeronave, se encuentra bastante elevado. Por un lado, esta posición tiene la ventaja de una mejor refrigeración del cilindro al quedar la zona del disipador expuesta a la corriente incidente. Pero por otro lado, al estar el eje de la hélice algo alejado del punto de pegado del cortafuegos con largueros maestros, el empuje del motor producirá un fuerte momento en esta zona. Esto no es un problema grave, ya que un conjunto de 6 larguerillos y 2 paredes laterales contribuyen a transmitir el empuje del motor y a aliviar los esfuerzos en la zona de unión con los largueros.

2. Dos largueros maestros, constituidos por dos láminas laterales de contrachapado de 1/8” de espesor, dos larguerillos de abeto de sección 1/2” x 1/4”, y un núcleo de pino de sección 32,3mm x 1/2” que sobresale unos 18 cm del cuerpo del fuselaje central y penetra en el interior del mismo 50 cm (ver Fig. 6.4.3). El objetivo de que el núcleo se extienda 50 cm en el interior, es decir más allá la cuaderna de unión con el segundo larguero, es que contribuya a la transmisión de la carga desde el morro al ala que es la que sostiene todo el peso de la aeronave. En el diseño inicial este núcleo solo se extendía en el interior fuselaje central 20 cm, pero para rigidizar y ofrecer mayor consistencia se decidió llevarlo hasta los 50 cm actuales.

   En realidad, la mejor solución habría sido diseñar un núcleo con aligeramientos en su extensión en el interior de fuselaje. Esto no supondría pérdida alguna de resistencia, ya que esa zona central solo resiste cortante y los largueros maestros han sido diseñados para que todo el cortante pueda ser resistido solo por los refuerzos laterales de contrachapado. Con esta medida el núcleo podría contribuir a la resistencia del fuerte flector al que se ve sometido los largueros maestros en las cercanías de las cuadernas de cogida al ala, y al mismo tiempo se aligeraría su peso.

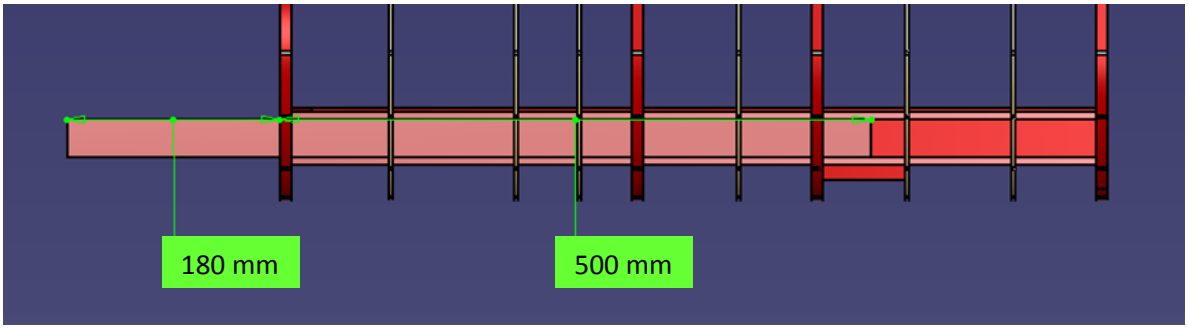


Fig. 6.4.3 - Disposición del núcleo dentro del larguero maestro

Sobre la funcionalidad y objetivo general de los largueros maestros ya se ha hablado en la introducción del capítulo.

3. Hay un total de 16 larguerillos, de los cuales 12 recorren toda la longitud del fuselaje por los laterales y la parte inferior, y 4 solo recorren un pequeño tramo de la zona superior. La funcionalidad de los larguerillos es dar forma al revestimiento y apoyar la función resistente y transmisora de cargas de los largueros maestros.

4. Un suelo de contrachapado de 1/8” de espesor y unas paredes laterales de balsa de 1/4”. Al igual que en el morro, se ha optado por un suelo de contrachapado que permite una fijación segura de la carga mediante atornillado, bridas o velcro.

   Las paredes laterales de balsa tienen por un lado una función resistente. Están pegadas al suelo y al mismo tiempo a cada una de las costillas formando un cajón a lo largo de todo el fuselaje de gran rigidez y resistencia. Además al estar pegado al cortafuegos, contribuye a que mantenga su verticalidad y a la transmisión del empuje.

   Por otro lado tiene una misión de confinamiento y colocación de la carga en el interior del fuselaje. Se pueden ver ejemplos de su utilidad en este aspecto en el apartado “Instalación de carga de pago, sistemas y motor” de este capítulo.

5. Un revestimiento de balsa de 1/8” de espesor. El revestimiento proporciona la forma exterior y además rigidiza la estructura del fuselaje.

6.5 Problemas encontrados en las cuadernas del conjunto fuselaje

En la fase de corte de piezas, el equipo Céfiro se percató de que las cuadernas enteras, cortadas a partir de una gran lámina formada por láminas pegadas, no tenían prácticamente rigidez ni resistencia en la dirección perpendicular a la veta. La cuaderna tenía un comportamiento totalmente ortótropo. Por ejemplo en la cuaderna de la figura 6.5.1, si se sostenía por el punto superior o inferior se doblaba con solo la acción de su peso debido a la poca rigidez en la dirección perpendicular a la veta. Sin embargo, al sostenerla por los laterales la cuaderna se mantenía perfectamente recta y erguida.

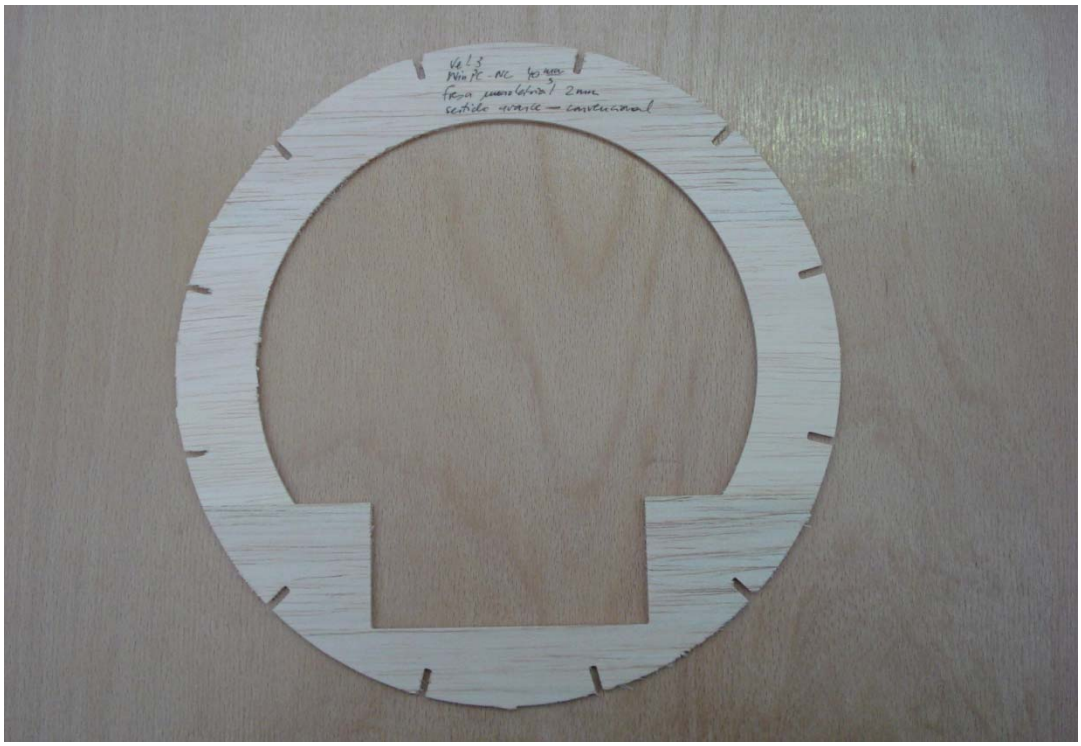


Fig. 6.5.1 - Cuaderna con comportamiento global totalmente ortótropo debido a que toda la madera se orienta de forma horizontal. Su comportamiento estructural es nefasto.

Había que darle solución a este problema. Surgió la idea de proporcionarle a cada dirección una cantidad de madera suficiente con la veta en la orientación adecuada. De esta manera, cada una de las costillas que constituye el morro y el fuselaje está constituida por cuatro partes. Dos laterales con la veta en dirección vertical, mientras que la superior e inferior tienen la veta horizontal (ver Fig. 6.5.3A). Con esta medida se soluciona en gran medida todo el problema y además se ahorra madera. Anteriormente se requerían 3 láminas de balsa para construir 2 cuadernas, mientras que con este nuevo método, con solo una lámina se construyen 2 cuadernas (ver Fig. 6.5.2).

Fig. 6.5.2 - Partes que componen las cuadernas. Se observa como con este sistema se ahorra gran cantidad de madera.

Pero aún había un aspecto de esta nueva cuaderna que no convencía al equipo de diseño. La costilla rompía fácilmente en las cuatro zonas mostradas en la figura 6.5.3B. Estas grietas surgen en los concentradores de tensiones de los huecos de los larguerillos situados a 45°.

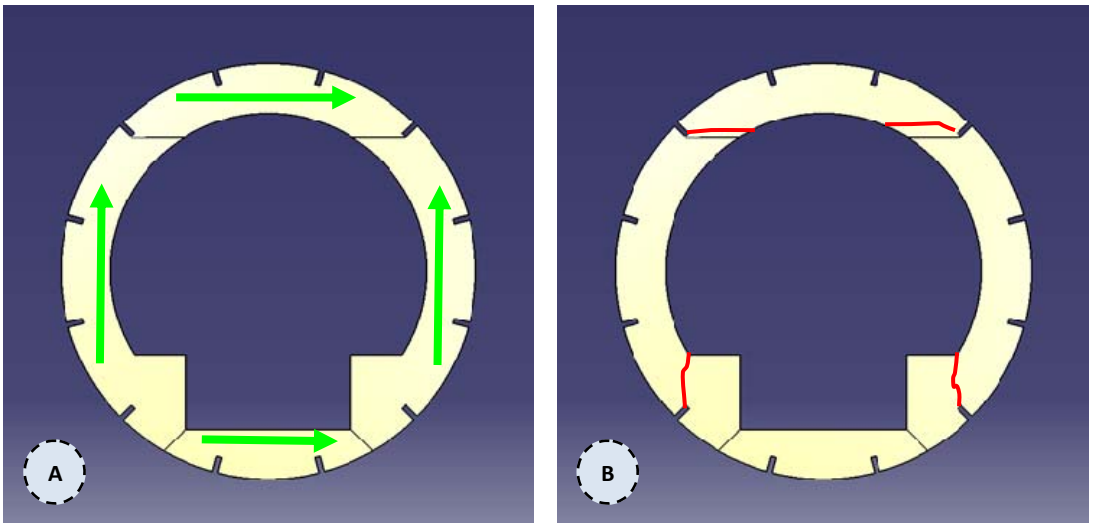


Fig. 6.5.3 – A) partes que componen la cuaderna, y la dirección de la veta en cada una de ellas. Esta cuaderna tiene un comportamiento global cuasi-isótropo. B) zonas de rotura típicas de la cuaderna cuasi-isótropa no reforzada.

La cuestión era por que partían por esos huecos y no por el resto. Al parecer, las solicitaciones a las que están sometidos el resto de huecos son preferentes en una dirección y la veta está orientada de la misma manera, con lo que se dificulta la creación y propagación de la grieta en el concentrador de tensiones. Sin embargo, los huecos situados a 45° no reciben una solicitación en una dirección preferente, sino que reciben una combinación de fuerzas de intensidad similar en las dos direcciones (horizontal y vertical) y la madera solo resiste bien la solicitación orientada según su veta, mientras que en la otra dirección la resistencia es mínima y la madera rompe al propagarse una grieta que se inicia en el concentrador de tensiones.

La solución al problema fue sencilla colocar unos refuerzos en esas zonas con la veta orientada de tal manera que cerrara la posible grieta que casi siempre se propagaba por el mismo sitio y de la misma manera.

6.6 Tren de aterrizaje

Tren delantero

El tren de aterrizaje delantero se concibió desde un principio con direccionalidad. Los trenes delanteros disponibles en el mercado, en concreto los de la compañía Robart, especializada en todo tipo de trenes para aeromodelos, no satisfacían este requisito. El único con capacidad de direccionado disponible, no estaba especificado para el peso del Céfiro, por lo que se adquirió un tren delantero sin direccionado que cumpliera para el peso de la aeronave al que después se le implementaría un sistema de giro de fabricación propia.

Para conseguir que el tren girase, había que construir una pieza que al mismo tiempo sostuviera y permitiera el giro del brazo del tren. Se fabricó por control numérico un bloque con un hueco cilíndrico de unos 0,2 mm más del diámetro del brazo del tren, de manera que quedara la suficiente holgura como para que pudiera girar (ver Fig. 6.6.1). El material escogido para el bloque fue el Nylon, por la poca fricción que presenta, su comportamiento isótropo, su relativamente alta resistencia y la facilidad de corte en la máquina de control numérico.

Para la cogida de este bloque hay dispuesta en el morro una placa de contrachapado de 3/4” (dos placas de 3/8” pegadas entre sí) pegada a los largueros maestros y al suelo mediante pegamento epoxi. La cogida del bloque a dicha placa se realiza mediante cuatro tornillos con arandela y tuerca autoblocante.

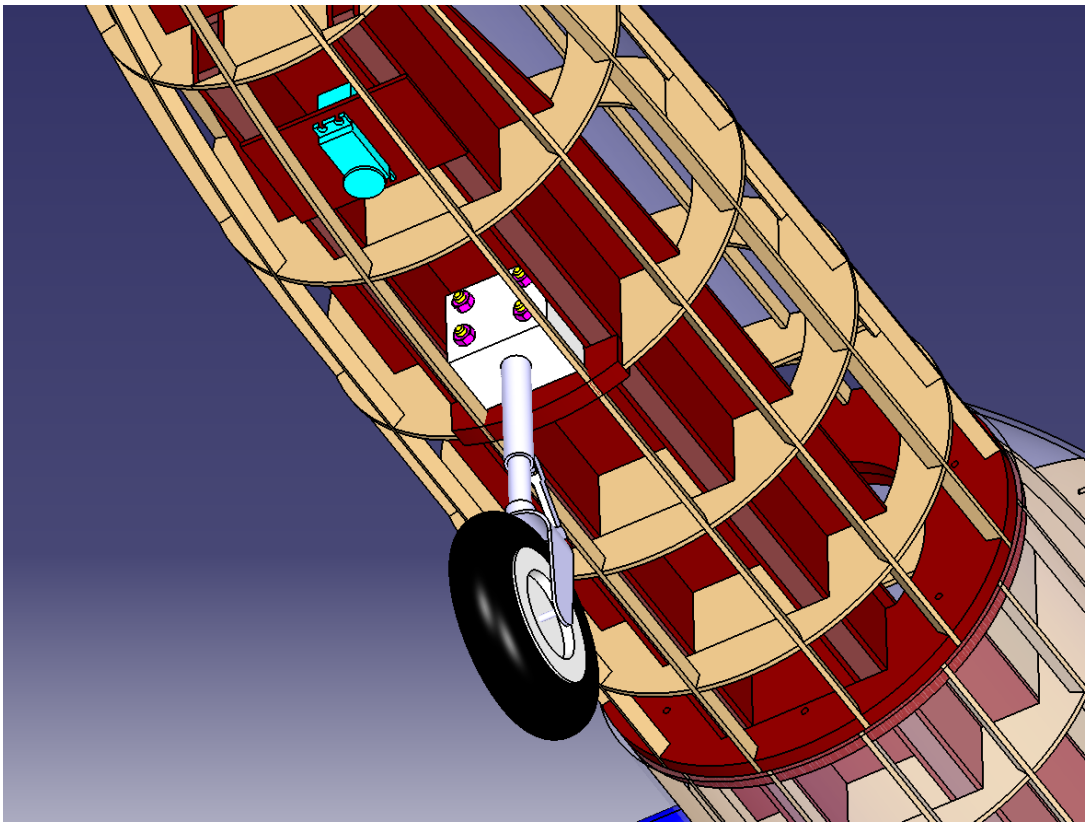


Fig. 6.6.1 - Disposición general del tren. En la imagen se distinguen claramente: el bloque de Nylon y la placa de contrachapado para su cogida al morro mediante cuatro tornillos; el brazo del tren; el servo y la placa a la que está adherido.

El brazo del tren todavía no tenía impedido el grado de libertad vertical. Para impedir su desplazamiento hacia arriba cuando el tren se apoye en tierra, se colocó por debajo del bloque de Nylon, la pieza que proporcionaba el fabricante para la cogida del tren. Esta pieza así colocada permite el giro del tubo pero impide que deslice hacia arriba. Para impedir su desplazamiento hacia abajo, se colocó por encima del bloque, una pequeña brida que al abrazar el tubo impide que este se deslice a lo largo de la cavidad del bloque y se caiga el tren, pero no repercute en su direccionalidad.

El tren adquirido al no tener direccionalidad de fabrica, no tenía implementada ninguna cogida para la barra actuadora del servo. Por ello, hubo que fabricar una pieza de aluminio que permitiera esta cogida. La pieza proporcionada por el fabricante para la cogida del tren y que se empleó para evitar el desplazamiento hacia arriba del tren, se apretaba mediante un pequeño tornillo que al aplicarle el par adecuado abrazaba el tubo y quedaba completamente fijado por presión. Para colocar el brazo actuador de aluminio, se aprovechó este sistema, lo único que se hizo fue colocarlo de manera intermedia empleando para ello un tornillo más largo que el proporcionado por el fabricante.

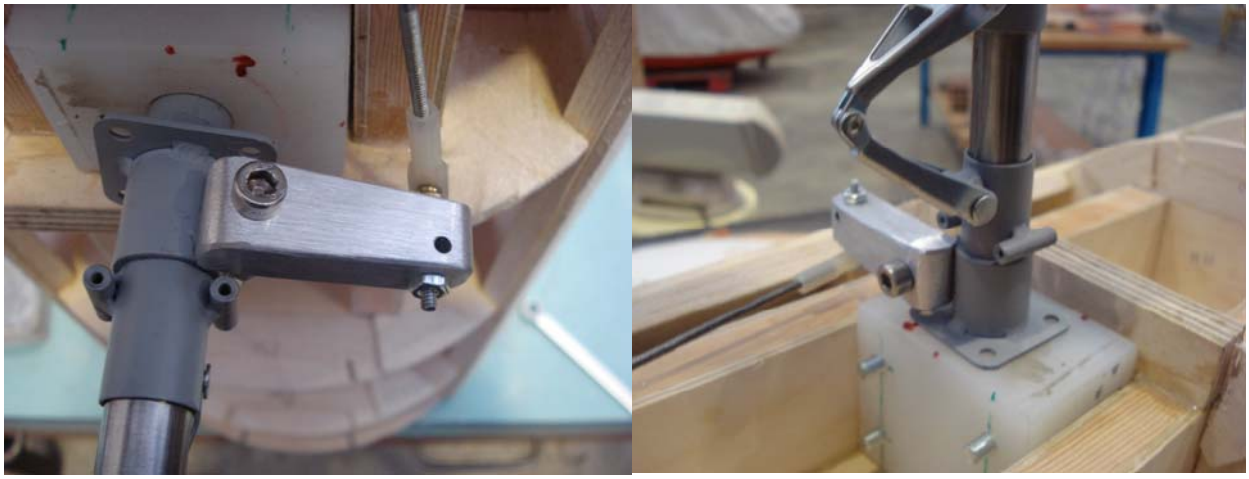


Fig. 6.6.2 - Imágenes del brazo actuador de aluminio colocado

Por último se instaló un servo en una placa de contrachapado debidamente dispuesta entre las costillas 5 y 6. El servo se conectó al brazo de aluminio del tren de aterrizaje mediante una barra actuadora estándar.

Tren trasero

El tren seleccionado cumple una serie de requerimientos. Primeramente, debe tener una altura mínima que permita efectuar la maniobra de rotación en el despegue sin que toque la hélice o la cola. En segundo lugar, debe ser capaz de soportar un fuerte aterrizaje y por tanto resistir una carga de varias veces el peso de la aeronave, en concreto en torno a 3-4 veces el peso de la misma. Es importante no instalar un tren demasiado resistente ya que es deseable su rotura ante un aterrizaje forzoso o un accidente, con la consecuente absorción de energía y evitando así que el impacto arranque parte del fuselaje. Por último, ante un fuerte aterrizaje las deformaciones que se den en el tren deben ser importantes para absorber gran cantidad de energía en el proceso y amortiguar el golpe, pero al mismo tiempo no pueden ser excesivas ya que podrían tocar el suelo la cola o la hélice.

El tren principal se sitúa en el fuselaje central, justo detrás de la cuaderna de cogida del larguero trasero del ala. Esta zona se ha reforzado con varias piezas de contrachapado. El primer refuerzo consiste en dos piezas rectangulares de contrachapado de 3/8" de espesor que se pegan con epoxi a ambos largueros maestros, de manera que se refuerza en esta zona la unión de los mismos (ver Fig. 6.6.3A). Estas piezas sirven de apoyo a otro refuerzo cuadrado de contrachapado de 3/8" cuya función es aumentar la zona de apoyo y pegado de la placa de cogida del tren (ver Fig. 6.6.3B). Este refuerzo cuadrado encaja en el hueco formado por los largueros maestros y las costillas adyacentes, y se pega a todo este contorno y a los dos refuerzos perpendiculares iniciales mediante pegamento epoxi. Con esta pieza ya se tiene una gran superficie firme y resistente, formada por el refuerzo horizontal y el canto de ambos largueros maestros, para el pegado de la placa de sujeción del tren. Esta placa de sujeción, es una placa rectangular de contrachapado de 3/4" (que se obtiene pegando dos placas de 3/8"), en la cual hay realizados cuatro taladros con el avellanado suficiente para que la cabeza de los tornillos no sobresalga por encima de la superficie de la placa (ver Fig. 6.6.3B y Fig. 6.6.4). Para el pegado de la placa se colocan los tornillos, se extiende el pegamento en la cara del avellanado y se centra en el fuselaje. Una vez pegada, la cabeza de los tornillos queda en el interior de la estructura, pero el cuerpo queda visible y se puede colocar el tren que se asegura con arandela y tuerca autoblocante.

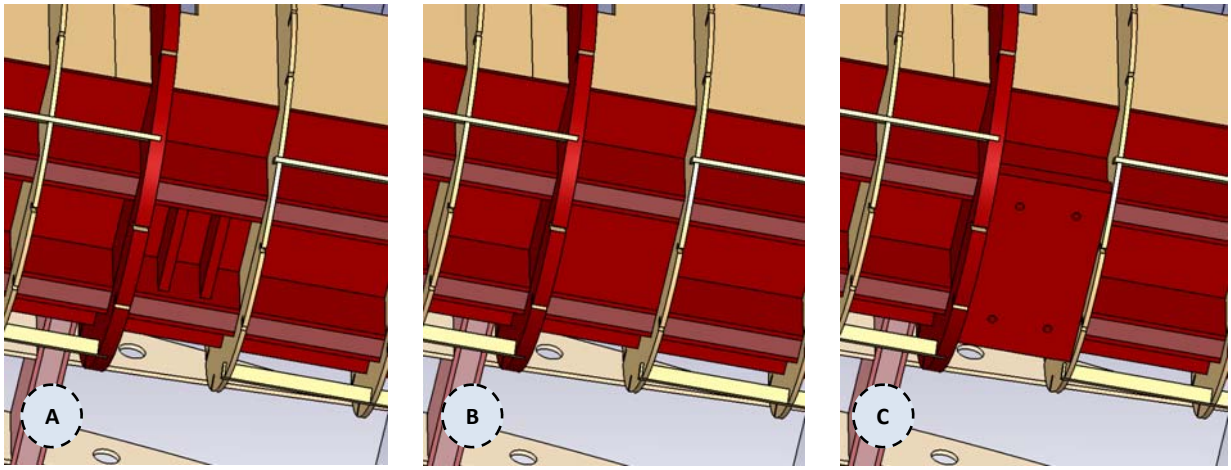


Fig. 6.6.3 - Refuerzos del tren de aterrizaje principal

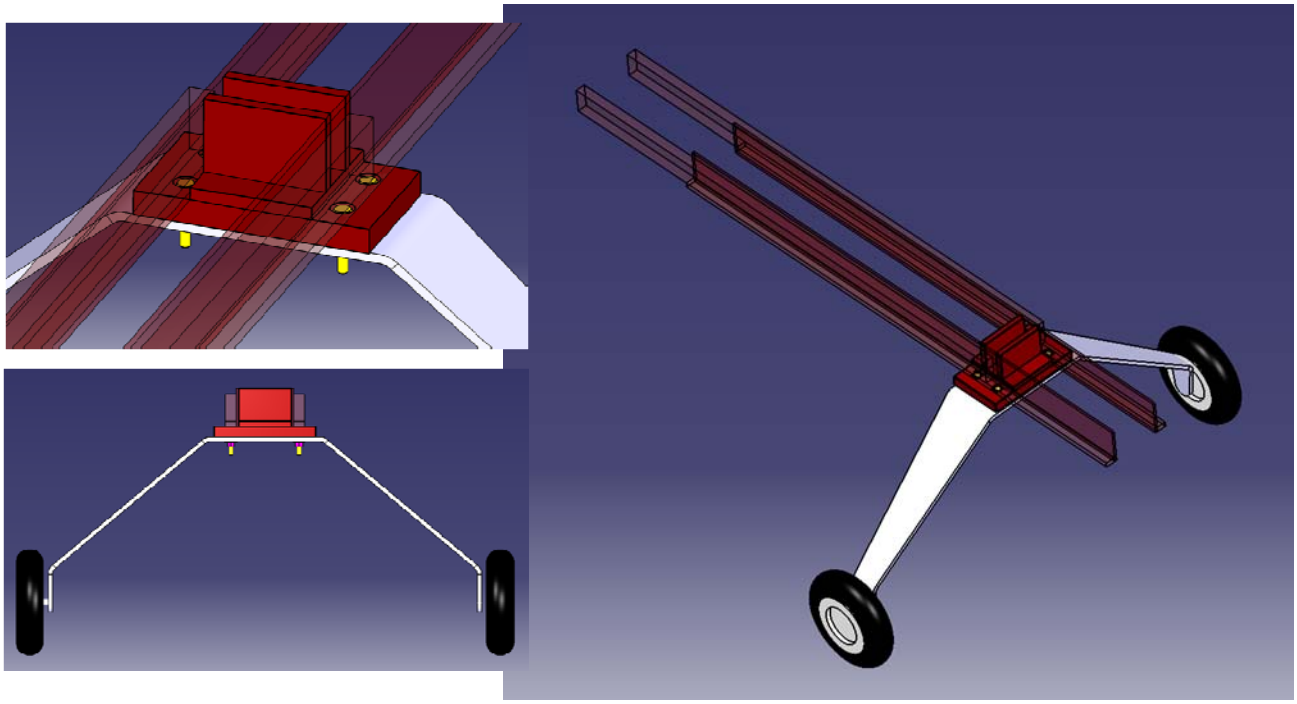


Fig. 6.6.4 - Refuerzos y tren principal ya instalados ya instalados

6.7 Instalación de carga de pago, sistemas y motor

El espacio disponible para instalar sistemas y carga de pago queda definido según las siguientes medidas.

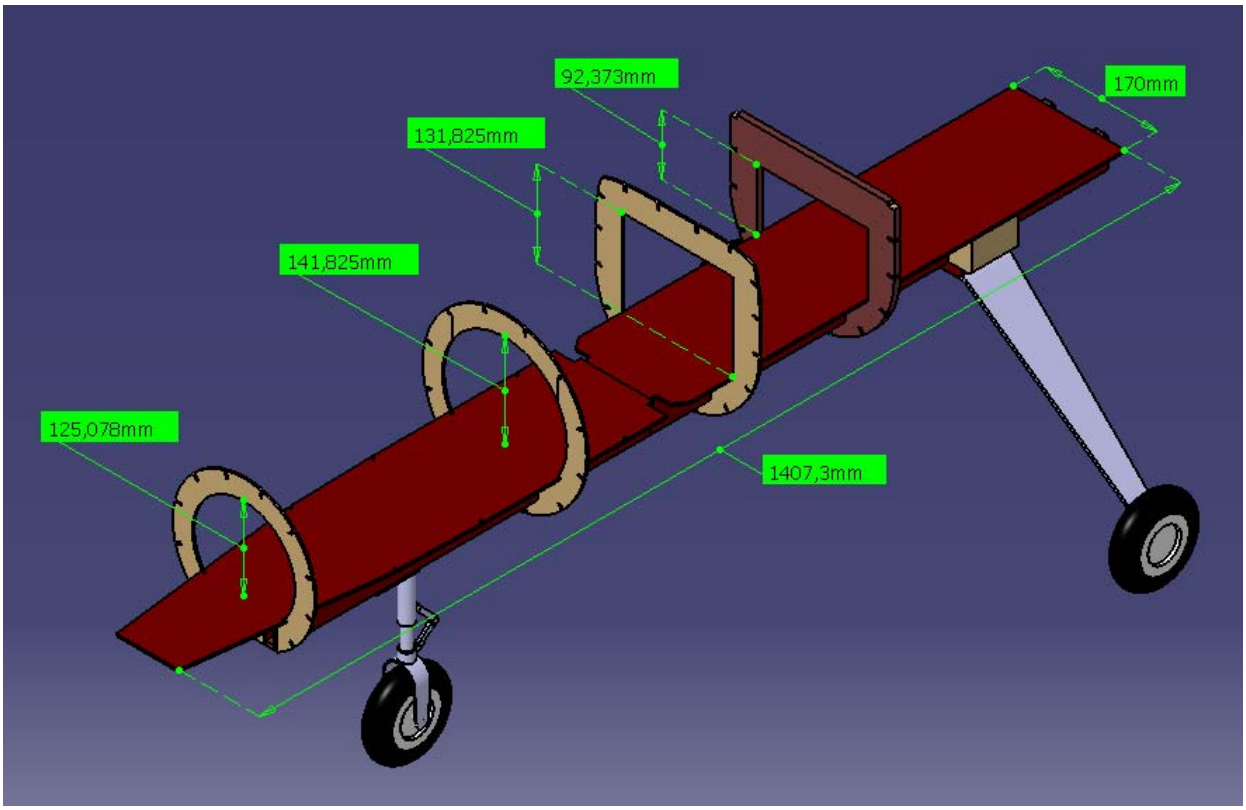


Fig. 6.7.1 - Espacio disponible para carga y sistemas

El objetivo de este proyecto fin de carrera no es tratar en detalle los sistemas instalados en la aeronave. Este punto está muy bien descrito, y trabajado en el proyecto [T3]. No obstante el autor cree importante dar algunas pinceladas de cómo han quedado alojados los sistemas y la carga introducida en el CÉFIRO 01

El conjunto fuselaje se ha diseñado para que la carga de pago se sitúe en el morro, donde hay más espacio, y para que los sistemas intrínsecos al avión, como son baterías, receptor, tanque de combustible, y sistemas del motor, se instalen en la bodega del fuselaje central.

La aeronave no está preparada para volar carente de carga en el morro ya que se concibió desde un principio para que volará con entre 4 y 10 kg de carga de pago situados en la bodega del morro. Por tanto para conseguir que la aeronave sea estable sin carga de pago hay que colocar un contrapeso en el morro. En el CÉFIRO 01 este contrapeso fue de aproximadamente 3,7 kg y se situó entre el tren de aterrizaje de delantero y la punta del morro. Para más información sobre este y otros temas relacionados con la estabilidad de la aeronave consultar [T2].

En el CÉFIRO 01 todos los sistemas propios de la aeronave han sido instalados en el interior del fuselaje central (ver Fig. 6.7.2 y Fig. 6.7.3). En la cercanía del morro, en la primera mitad del fuselaje central, se sitúa el receptor y las baterías. Estos sistemas se disponen en una bandeja de contrachapado que se encajan a modo de cajón en unos raíles adheridos a las paredes laterales. En el CÉFIRO 01 solo se prepararon raíles para una bandeja, pero perfectamente caben dos y tres filas de raíles para colocación de sistemas. En la segunda mitad del fuselaje, en las cercanías del cortafuegos se sitúa el depósito de combustible de 1 litro de capacidad, el sistema de ignición del motor, y el servo que actúa sobre la palanca de gases del motor. Los depósitos de combustibles están adheridos al suelo con velcro, y quedan confinados por las paredes laterales, el cortafuegos y una barrera frontal, todo ello recubierto de neopreno para evitar vibraciones. Además, el suelo en la zona del depósito se cubre con una capa de epoxi para que eventuales derrames de combustible no afecten a la integridad del contrachapado. Todas estas medidas van dirigidas a confinar el combustible y minimizar los daños en caso de un derrame del mismo. El sistema de ignición y el servo que mueve la palanca de gases, están situados en unas placas de contrachapado adheridas a las paredes laterales, elevados para que en caso de escape de combustible los sistemas electrónicos no queden afectados.

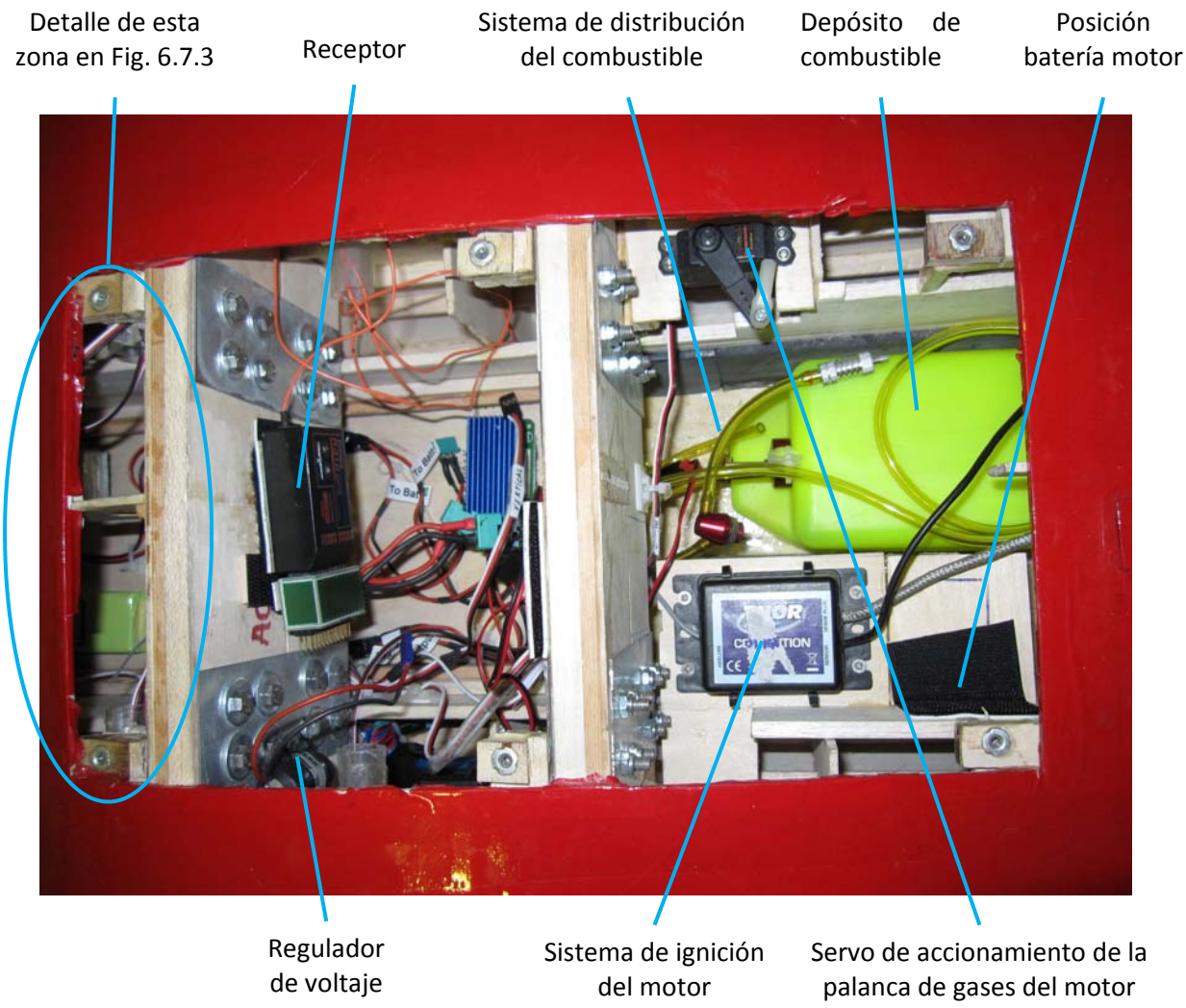


Fig. 6.7.2 - Sistemas instalados en el interior del fuselaje central. La orientación de la foto es tal que el morro queda a la izquierda y el motor a la derecha.

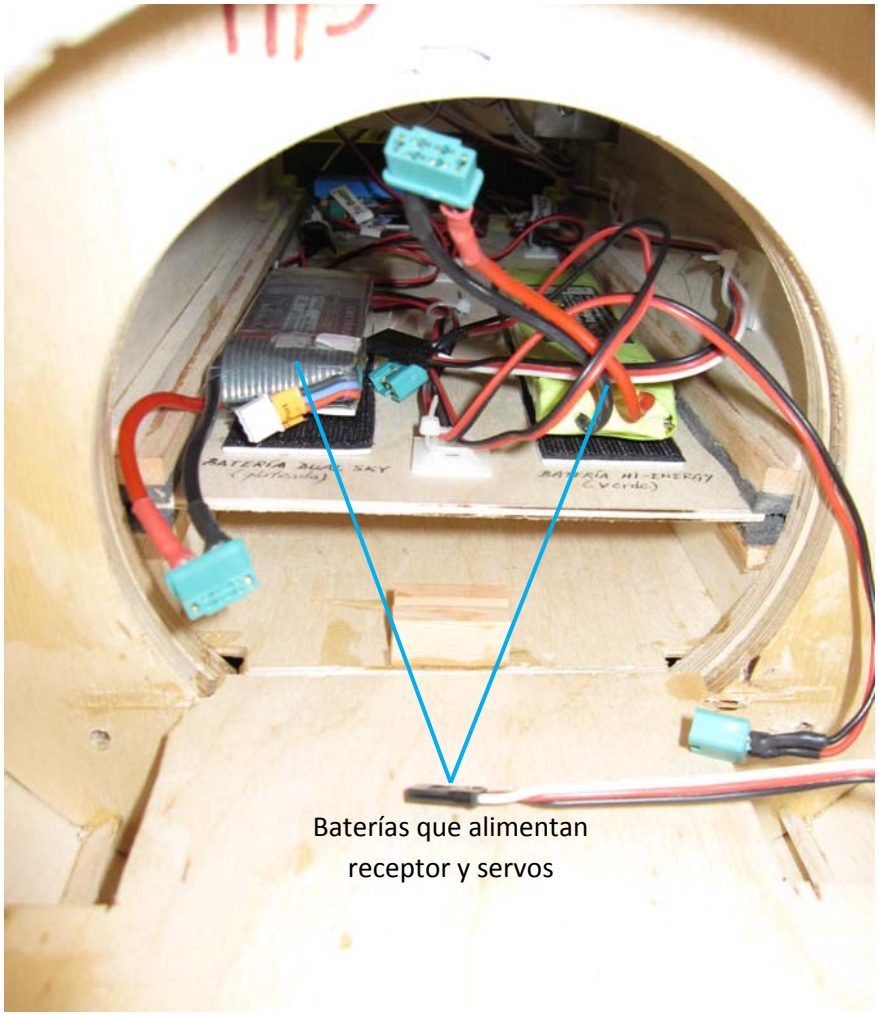


Fig. 6.7.3 - Detalle de la bandeja de carga de pago.

El motor se atornilla a una bancada de aluminio 7075, que se conecta al cortafuegos mediante un sistema de silent blocks que impiden la transmisión de parte de las vibraciones a la aeronave (ver Fig. 6.7.4 y 6.7.5). Con el motor cogido de esta manera, todavía queda un grado de libertad de rotación en torno al eje en la vibración. Para amortiguar esta vibración se colocan dos amortiguadores cuya línea de acción debe ser tangente en el punto de su cogida a una circunferencia con centro en el eje del motor. El sentido de colocación de estos amortiguadores dentro de esas líneas de acción debe ser tal que la acción recuperadora de los muelles sea opuesta entre ambos. Al motor llega el cable de ignición de la bujía que sale del interior del fuselaje central a través de una compuerta en la zona superior del mismo. El motor lleva incorporado un sensor que indica al sistema de ignición el momento exacto de encendido de la bujía. Este cable se canaliza al interior del fuselaje a través de una hendidura realizada en la parte central del cortafuegos. Por último hay que dirigir el tubo de alimentación de combustible desde el depósito hasta el carburador del motor. Para ello se realiza un taladro en un lateral del cortafuegos.

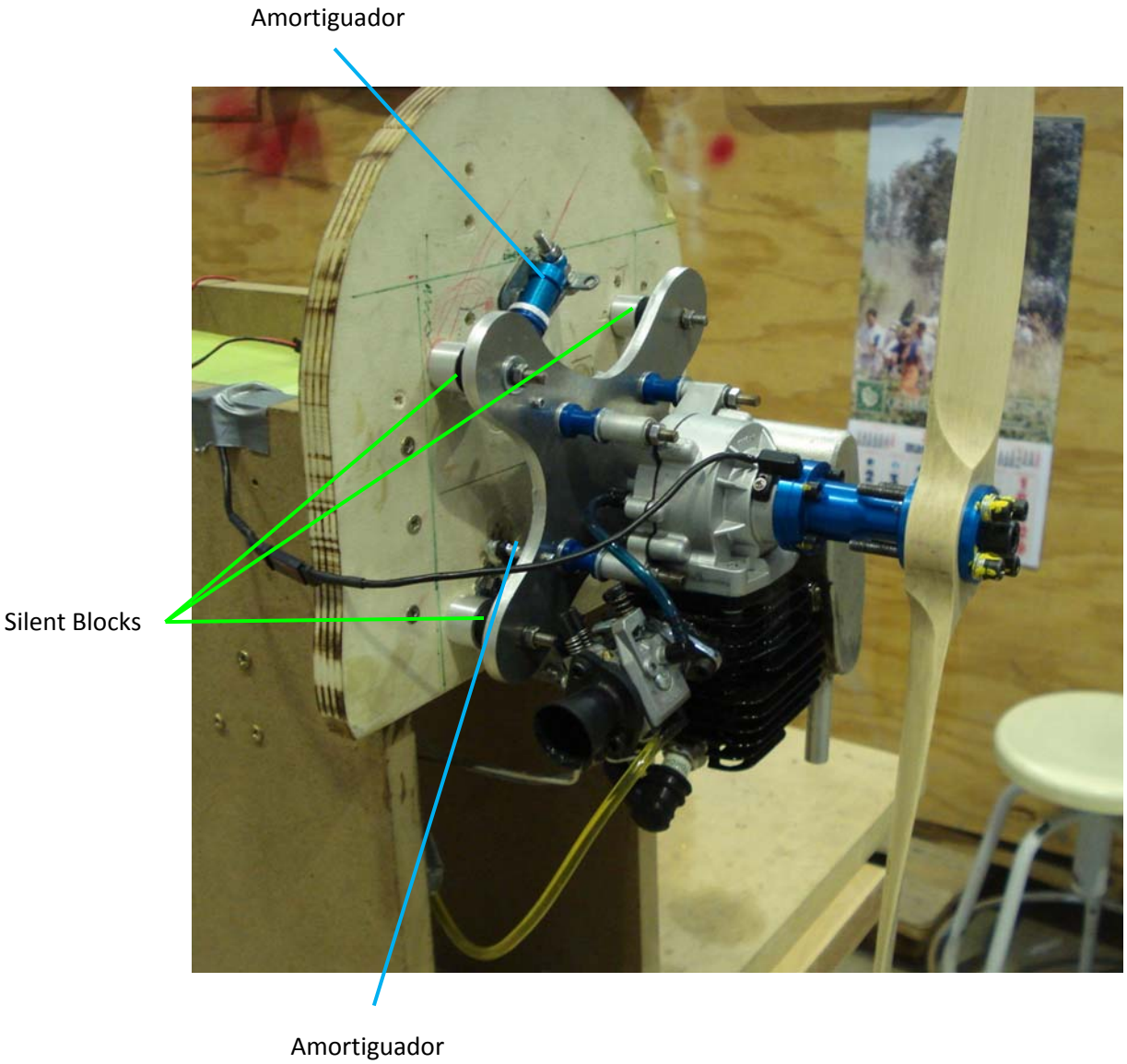


Fig. 6.7.4 – Imagen de la bancada colocada en la plataforma de pruebas de motor. Se aprecia como en esta plataforma hay una placa de contrachapado que simula el cortafuegos. De esta forma cualquier modificación en el sistema motor que se haya probado en la bancada es directamente implementable en la aeronave.

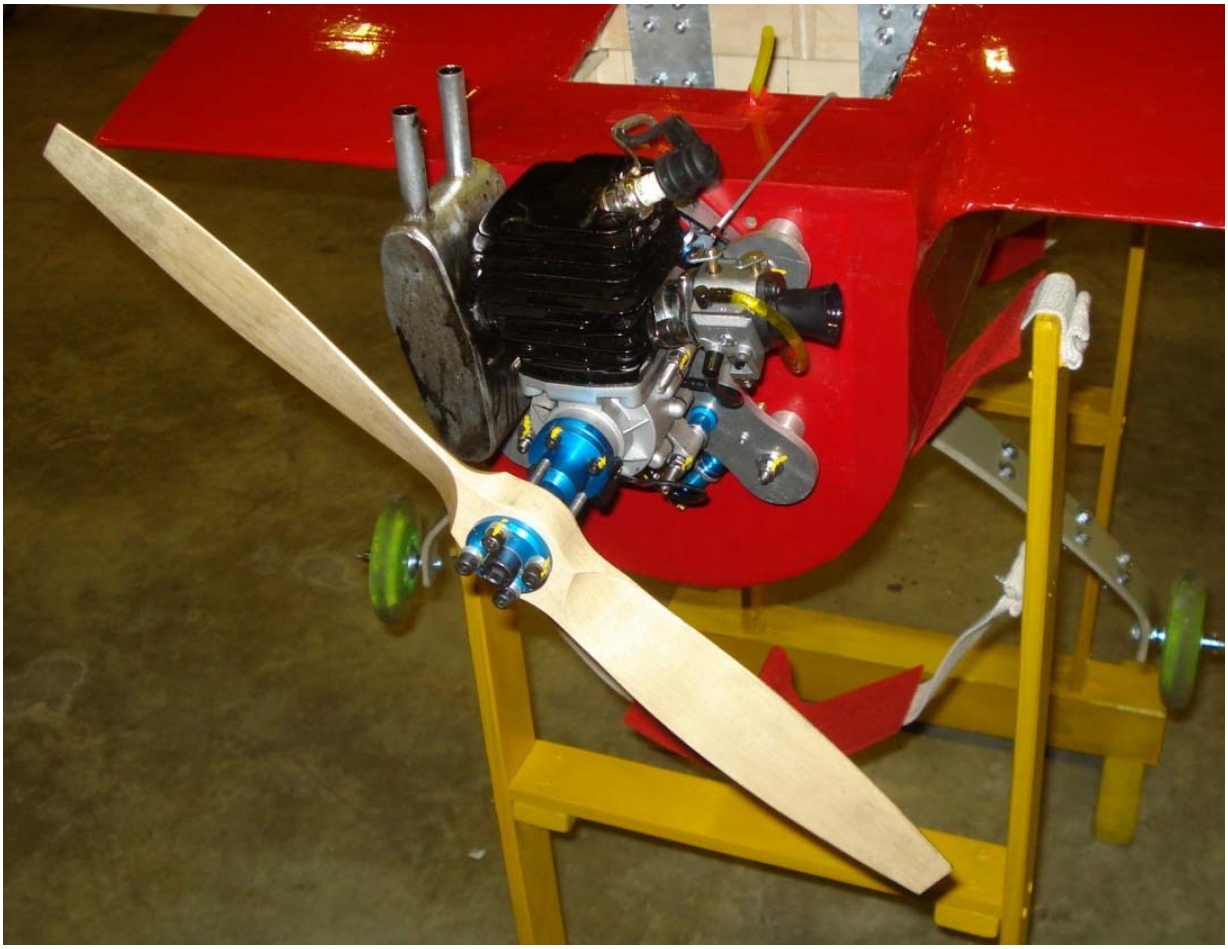


Fig. 6.7.5 - Imagen de la bancada instalada en la aeronave.

6.8 Estudio del reparto de peso y materiales del conjunto fuselaje

Para aumentar la precisión de la estimación de pesos se ha incluido en el modelo de CATIA el tren delantero y trasero con su peso aproximado, toda la tornillería implicada en el conjunto fuselaje y el servo de movimiento del tren de morro. Además para considerar la presencia del pegamento se han aumentado las densidades de las maderas en un 15%, como se hizo en el conjunto cola y alar. Hay que indicar que la hipótesis no es del todo exacta, ya que el pegamento se encuentra solo en las uniones, pero se ha demostrado que es muy válida, ya que allí donde hay madera debe haber uniones pegadas, y estas se distribuyen de manera uniforme en todo la aeronave. De esta manera, no solo se estará teniendo en cuenta el pegamento en el peso total de la aeronave, sino también en la distribución de masa, es decir, en la inercia y el centro de gravedad.

La distancia vertical del centro de gravedad al punto más inferior del fuselaje central es de 69,7 mm (ver Fig. 6.8.1).

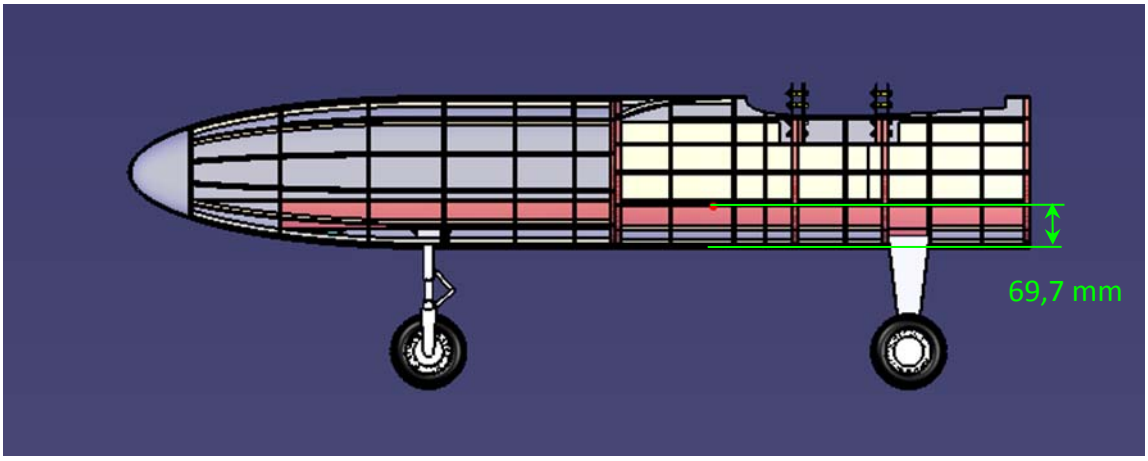


Fig. 6.8.1 - Posición vertical del centro de gravedad del conjunto fuselaje.

La distancia horizontal del centro de gravedad a la punta del morro es de 986,4 mm (ver Fig. 6.8.2).

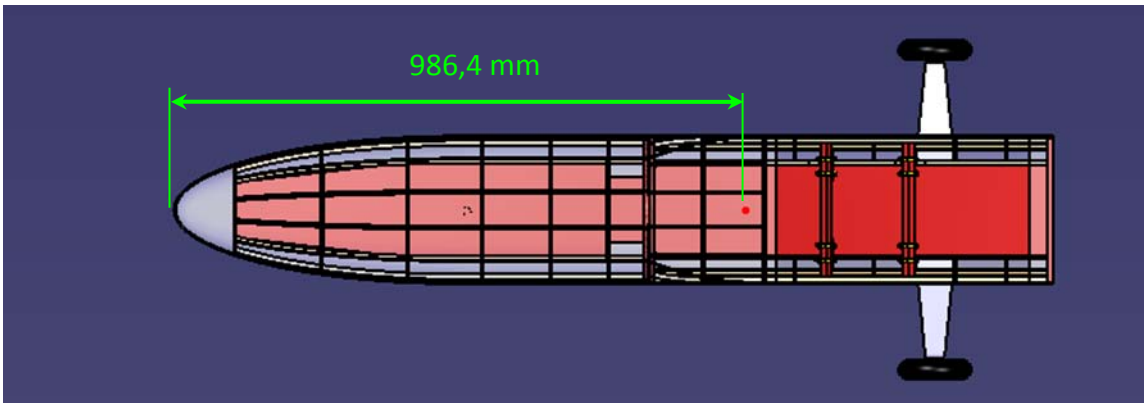


Fig. 6.8.2 - Posición horizontal del centro de gravedad del conjunto fuselaje.

A continuación se muestran en diferentes tablas y gráficos, un estudio sobre el peso del conjunto fuselaje y la contribución de cada tipo de material al mismo.

REPARTO DEL PESO DEL FUSELAJE CENTRAL SEGÚN TIPO DE MATERIAL.

Maderas		
Balsa		0,644 kg
Abeto		0,153 kg
Pino		0,385 kg
Contrachapado		1,904 kg
	Total	3,086 kg
Metal		0,629 kg
Tren		0,813 kg
	TOTAL FUSELAJE CENTRAL	**4,528 kg**

REPARTO DEL PESO DEL MORRO SEGÚN TIPO DE MATERIAL.

Maderas		
Balsa		0,433 kg
Abeto		0,124 kg
Contrachapado		0,780 kg
	Total	1,337 kg
Metal		0,077 kg
Tren		0,629 kg
Servos		0,063 kg
	TOTAL MORRO	**2,106 kg**

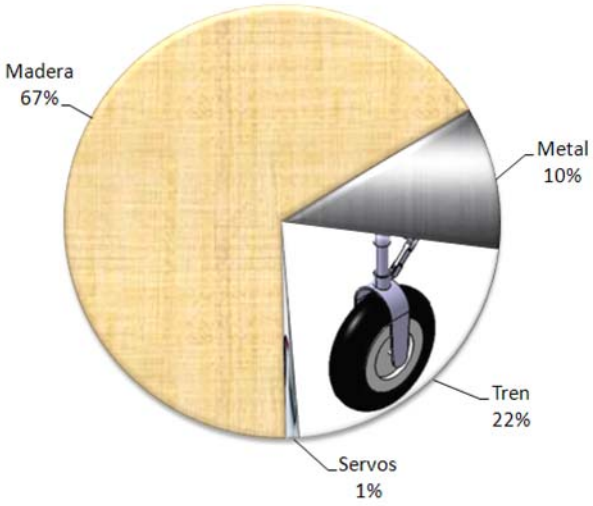
REPARTO DEL PESO DEL CONJUNTO FUSELAJE SEGÚN TIPO DE MATERIAL.

Maderas		
Balsa		1,077 kg
Abeto		0,277 kg
Pino		0,385 kg
Contrachapado		2,684 kg
	Total	4,423 kg
Metal		0,705 kg
Tren		1,442 kg
Servos		0,063 kg
	TOTAL CONJUNTO FUSELAJE	**6,633 kg**

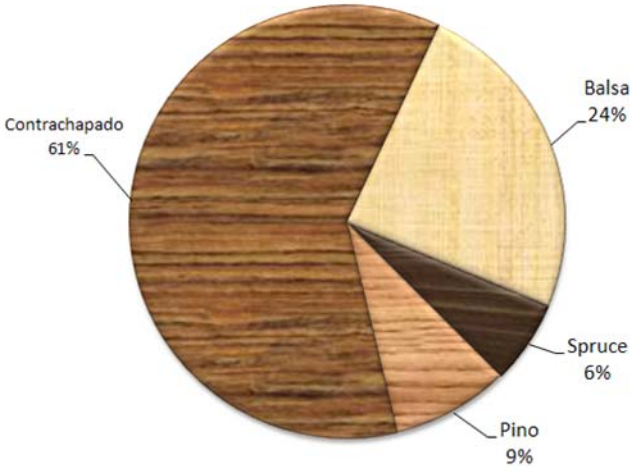
En los siguientes gráficos obtenidos a partir de los datos de las tablas anteriores se representan datos sobre el reparto del peso del conjunto fuselaje. En el primero de ellos (Reparto del peso simplificado) se descompone el peso de este conjunto en los diferentes tipos de materiales empleados: madera, metal y un apartado para servos. Dentro del grupo maderas del primer gráfico se puede realizar otra división que especifique que porcentaje en peso del mismo corresponde a: balsa, contrachapado y abeto. Esta división del grupo maderas se muestra en el segundo gráfico (Reparto del peso de las maderas). Por último, se ha incluido un tercer gráfico (Reparto del peso detallado) que descompone el peso total del conjunto fuselaje pero teniendo en cuenta el reparto según el tipo de maderas de la segunda gráfica.

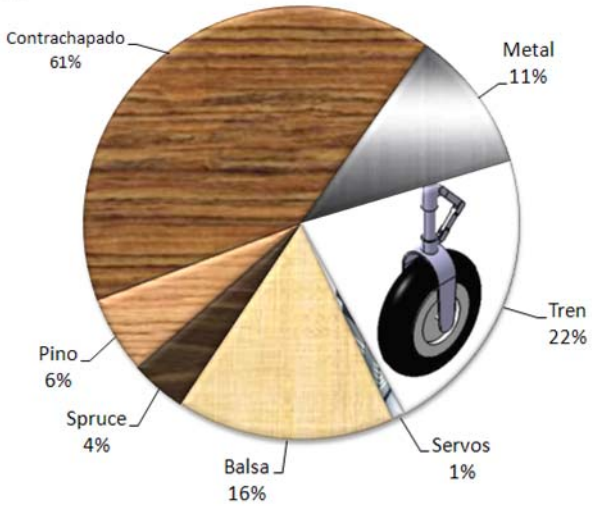
GRÁFICOS CON REPARTOS DE PESO DEL CONJUNTO FUSELAJE

REPARTO DEL PESO SIMPLIFICADO



REPARTO DEL PESO DE LAS MADERAS





REPARTO DEL PESO DETALLADO

6.9 Mejoras posibles en el diseño del conjunto fuselaje

En principio, el diseño del conjunto fuselaje al autor le parece suficientemente ajustado y no requiere de grandes mejoras. Solo comentar unos cambios que se podrían realizar, que no requerirían un gran esfuerzo ni variaciones en el diseño y que contribuirían a la reducción del peso.

El primero, es el cambio del material empleado en las placas de unión con el conjunto alar. En el CÉFIRO 01 se empleó acero galvanizado de 1mm de espesor, se podría emplear, por ejemplo, aluminio 7075 T6, que tiene un límite elástico de hasta 480 MPa, incluso mayor que el acero galvanizado empleado. Empleando un aluminio de estas características se ahorrarían unos 208 g.

La segunda medida, consiste en reducir el espesor de las cuadernas de unión entre fuselaje y morro, y de las cuadernas de unión con los largueros del ala. Actualmente estas cuadernas son de contrachapado de 3/8” de espesor, y se podría pasar a espesores de 1/4”, sin una reducción fuerte de la integridad de la estructura. Si se reduce el espesor de las cuadernas de unión entre fuselaje y morro se ahorrarían unos 144 g. Si se reduce el espesor de las cuadernas de unión con los largueros del ala, no se consigue un gran ahorro de peso, tan solo 85 g. Esto es debido a que al mismo tiempo que se reduce el espesor de la cuaderna, hay que aumentarlo en los refuerzos superiores para que el espesor total de la cuaderna en esta zona siga siendo el mismo que el de los largueros del ala. Por tanto se recomienda adoptar solo la reducción de espesores en las cuadernas de unión fuselaje-morro.

El tercer cambio que reduciría el peso del conjunto fuselaje es la disminución del espesor del revestimiento. Por ejemplo, si se pasa de un espesor de 1/8” a 1/16” se ahorran 279 g. Desde el punto de vista estructural no sería un gran impacto, ya que como se ha comentado, la mayor parte de la carga se transmite a través del conjunto formado por los largueros maestros y el suelo.

Es importante incluir para próximos Céfiro una compuerta externa de acceso al servo de morro que facilite las operaciones de sustitución y puesta a punto del mismo. Además sería muy conveniente prever un mecanismo de fijación de las dos cuadernas de unión morro-fuselaje más sencillo y rápido de montar que el actual sistema con tornillos.

7. Estudio global de peso y materiales

En este apartado se realizará un estudio del centro de gravedad, peso y uso de materiales del Céfiro al completo. Al igual que en cada uno de los estudios previamente presentados, para el cálculo de estos datos se han considerado todas las uniones atornilladas, y la influencia del pegamento aumentando la densidad de las maderas en un 15 %. Hay que recordar que la hipótesis no es del todo exacta, ya que el pegamento se encuentra solo en las uniones, pero se ha demostrado que es muy válida, ya que allí donde hay madera debe haber uniones pegadas, y estas se distribuyen de manera uniforme en todo la aeronave. De esta manera, no solo se estará teniendo en cuenta el pegamento en el peso total de la aeronave, sino también en la distribución de masa, es decir, en la inercia y el centro de gravedad.

Para todos los cálculos no han sido considerados los pesos del motor, los sistemas de combustible, baterías, receptor y carga de pago. En este estudio están implicados exclusivamente la estructura de la aeronave y los servos. La introducción de los sistemas y la carga de pago en el modelo se ha realizado en [T3].

La distancia vertical del centro de gravedad a la parte inferior del fuselaje central es de 163,5 mm.

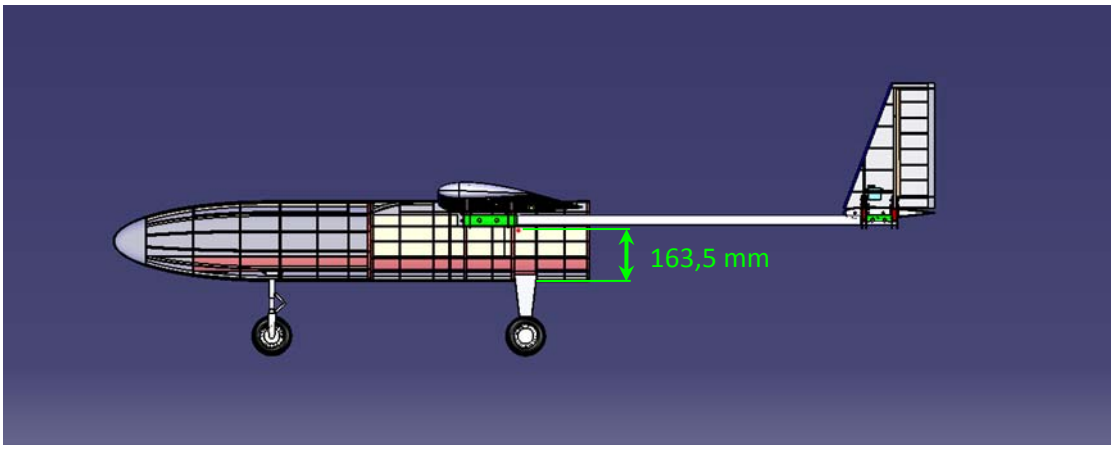


Fig. 7.1 - Posición del centro de gravedad y distancia vertical a la parte inferior del fuselaje.

La distancia horizontal del centro de gravedad a la punta del morro es de 1292,33 mm.

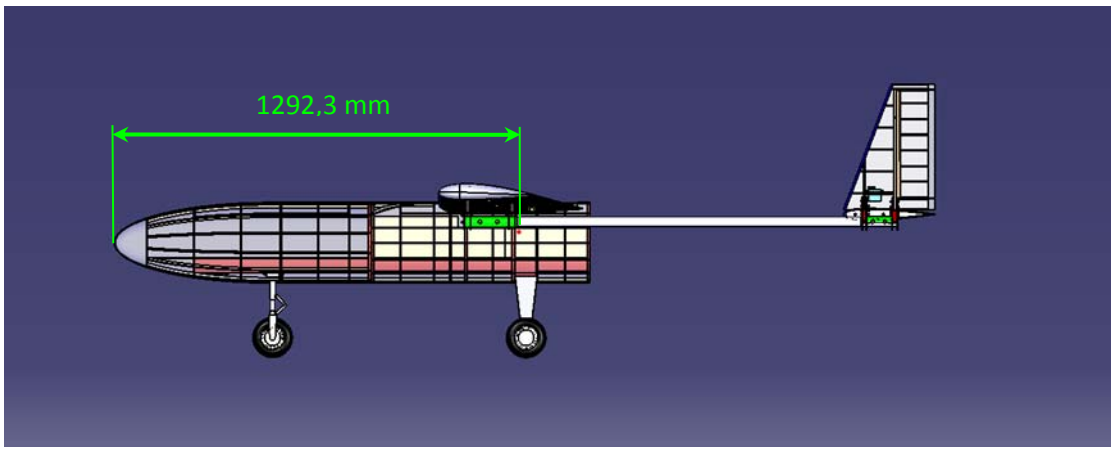


Fig. 7.2 - Posición del centro de gravedad y distancia horizontal a la punta del morro.

El peso total de la estructura de la aeronave es de 14,398 kg. El peso de cada parte principal, el total de cada tipo de material y la comparativa con los pesos reales medidos en el CÉFIRO 01 se presentan en las siguientes tablas.

	Peso CATIA	Peso real	Módulo del error absoluto	Error relativo
Conjunto fuselaje				
Morro	2,106 kg	2,088 kg	0,018 kg	0,85%
Fuselaje central	4,528 kg	Ver nota		
Total conjunto fuselaje	6,633 kg			
Conjunto alar				
Ala central	2,631 kg	Ver nota		
Extremo alar (uno)	1,168 kg	1,239 kg	0,071 kg	5,7%
Total conjunto alar	4,966 kg			
Conjunto cola				
Tail-boom (dos)	1,326 kg	1,468 kg	0,142 kg	9,6%
Cola	1,523 kg	1,748 kg	0,225 kg	12,9%
Total conjunto cola	2,849 kg			
TOTAL CÉFIRO	**14,448 kg**	**14,88 kg**	**0,432 kg**	**2,9%**

NOTA: En la tabla anterior no se muestra la comparativa entre peso real y el obtenido de CATIA para el ala central y el fuselaje central. Esto es debido a que no se tiene medida real de estas dos partes de manera independiente sino que se conoce la suma de ambos. Sumando los pesos de ala central y fuselaje central procedentes de CATIA, se obtienen 7,159 kg. La medida real es de 7,098 kg. Luego el error absoluto es 0,061 kg y el error relativo es 0,86%.

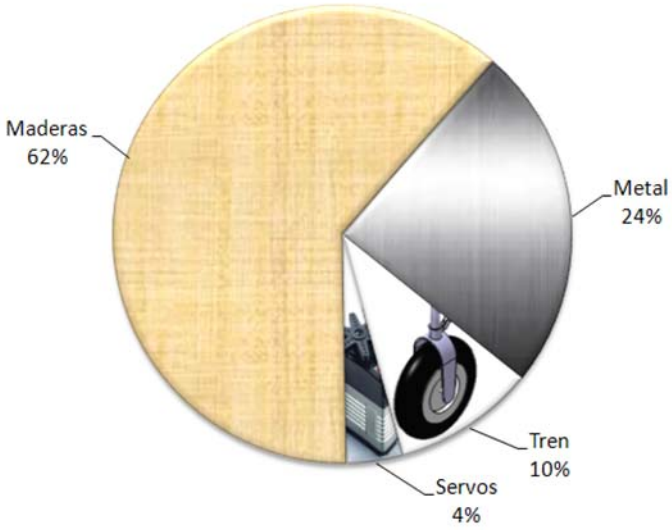
La estimación del peso total de la aeronave es muy precisa, tan solo se tiene un error absoluto de 0,432 kg y un error relativo del 2,9%. Se observa cómo, a excepción de la cola, ninguno de los errores relativos es mayor del 10% demostrándose que el modelo de CATIA empleado y la hipótesis adoptada para considerar el pegamento son validos. La razón del sobrepeso de la cola, con respecto a las estimaciones de CATIA, es que en el CÉFIRO 01 se realizó un carenado artesanal de transición entre estabilizador vertical y horizontal que contenía gran cantidad de pegamento y balsa, y este carenado no ha sido contemplado en el modelo de CATIA. Hay que destacar la precisión alcanzada para la suma de fuselaje central y ala central con solo un 0,86% de error relativo, y para el morro de tan solo un 0,85%.

Maderas		
Balsa		3,244 kg
Abeto		0,851 kg
Pino		1,300 kg
Contrachapado		3,536 kg
	Total	8,881 kg
Metal		3,506 kg
Tren		1,442 kg
Servos		0,569 kg
	TOTAL CÉFIRO	**14,448 kg**

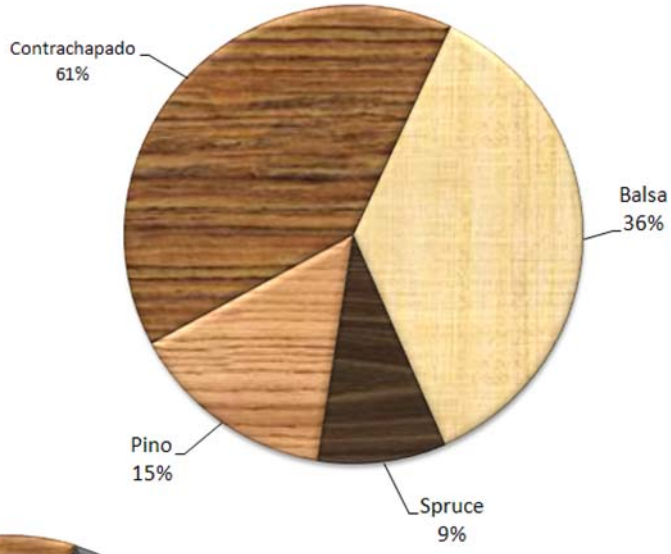
En los siguientes gráficos obtenidos a partir de los datos de las tablas anteriores se representan datos sobre el reparto del peso la aeronave. En el primero de ellos (Desglose de peso simplificado) se descompone su peso en los diferentes tipos de materiales empleados: madera, metal y un apartado para servos. Dentro del grupo maderas del primer gráfico se puede realizar otra división que especifique que porcentaje en peso del mismo corresponde a: balsa, contrachapado y abeto. Esta división del grupo maderas se muestra en el segundo gráfico (Desglose de maderas). Por último, se ha incluido un tercer gráfico (Desglose de pesos detallado) que descompone el peso total del Céfiro pero teniendo en cuenta el reparto según el tipo de maderas de la segunda gráfica.

GRAFICOS CON DEGLOSES DE PESO DEL CÉFIRO

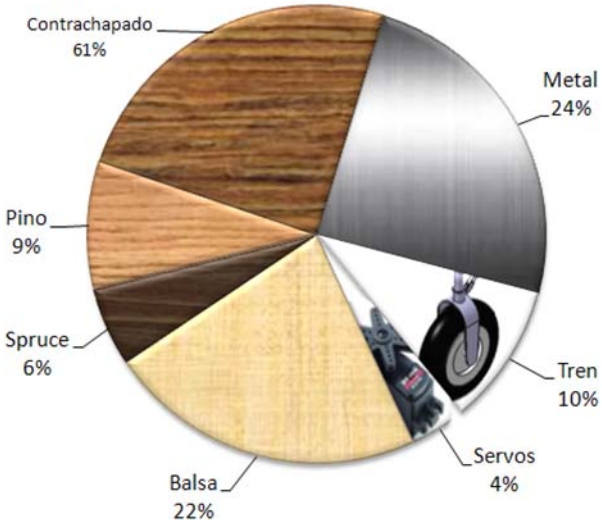
REPARTO DEL PESO SIMPLIFICADO



REPARTO DEL PESO DE LAS MADERAS



REPARTO DEL PESO DETALLADO



8. Resumen de mejoras posibles en Céfiro

A continuación se esquematizan, y agrupan el conjunto de medidas para la mejora del diseño que se han expuesto en este documento:

- Conjunto cola:

  - Reducción del peso de los tail-boom adoptando fibra de carbono, o aluminio 6082.
  - Reducción del peso de la cogida, empleando aluminio y aplicando las tecnologías de soldado del mismo, o diseñando una cogida en un material alternativo como el contrachapado. Se propone una cogida basado en una caja de contrachapado en el que se introducen los tail-boom, y a la que se adhieren estabilizador horizontal y vertical.
  - Reducción del espesor del revestimiento a 1/16”.
  - Contrapesado del elevador para que esté nivelado en posición horizontal.

- Conjunto alar:

  - Reducción del peso de la cogida empleando aluminio y técnicas de soldadura del mismo.
  - Reducción del peso introduciendo aligeramientos en el núcleo de los largueros.
  - Empleo de mejores maderas en el núcleo de los largueros.
  - Reducción del espesor del revestimiento a 1/16”.
  - Aumento del tamaño de las compuertas de acceso.
  - Contrapesado de los alerones para que estén nivelados en posición horizontal.

- Conjunto fuselaje:

  - Reducción de peso cambiando las placas de acero galvanizado de la unión ala fuselaje por placas de aluminio 7075 u otro con buenas propiedades resistentes.
  - Reducción del espesor de las cuadernas de contrachapado de unión del fuselaje central con el morro, pasando de 3/8” a 1/4”.
  - Reducción del espesor de las cuadernas de contrachapado de unión con los largueros del ala, pasando de 3/8” a 1/4”. Con esta medida no se ahorra casi nada de peso, y es posible que si se afecte a las propiedades resistentes, por ello el autor no recomienda adoptarla.
  - Reducción del espesor del revestimiento a 1/16”.
  - Incluir una compuerta para el acceso al servo del tren de morro.

En la siguiente tabla se muestran unas estimaciones del ahorro total de peso que se puede lograr con estas medidas.

Conjunto cola	
Reducción peso tail-boom (conjunto 2 tubos)	
Fibra de carbono	600-800g
Aluminio 6082	260-540 g
Reducción peso cogida	250 g
Reducción del espesor del revestimiento a 1/16”	100 g
Total reducción peso conjunto cola	610-1150 g
Conjunto alar	
Reducción peso cogida	250 g
Reducción peso por aligeramientos	105 g
Reducción del espesor del revestimiento a 1/16”	509 g
Total reducción peso conjunto alar	864 g
Conjunto fuselaje	
Reducción peso unión con ala	208 g
Reducción esp. cuadernas morro-fuselaje central	144 g
Reducción esp. cuadernas unión ala	85 g
Reducción del espesor del revestimiento a 1/16”	279 g
Total reducción peso conjunto fuselaje	716 g
TOTAL REDUCCIÓN PESO CÉFIRO	**2,190 – 2,730 kg**

Se estima que se podrían ahorrar hasta un 2,7 kg con estas sencillas medidas, lo que supondría un 18,7 % del peso total de la estructura de la aeronave. Pero este no es el único beneficio, menor peso en la cola supone un adelanto considerable del centro de gravedad, lo que reduciría el contrapeso en el morro necesario para equilibrar el UAV en condiciones de vuelo sin carga de pago, con lo que se logra un ahorro extra de peso en este tipo de vuelos. Además la carga de pago se podría situar más cercana de la unión con el fuselaje central, lo que implicaría una menor solicitación de la estructura (se genera menos momento en los larguero maestros) y una reducción considerable de la inercia respecto al eje orientado según la envergadura del ala. Con esta influencia en el contrapeso, se estima que la contribución total de estas medidas sería de unos 3,5 kg de ahorro de peso, lo que podría suponer por ejemplo, la introducción de 3,5 kg más de combustible y por tanto una autonomía extra de casi 3 horas.

9. Proceso de construcción del Céfiro

El objetivo de este apartado es describir el proceso de construcción del UAV Céfiro. Para ello se propone un esquema de construcción en el que se enuncian todos los pasos a seguir. En cada uno de los pasos se muestran una serie de fotografías y breves indicaciones que ayudan a la comprensión del mismo. Algunas fases de la construcción entrañan una complejidad considerable y las descripciones serán mucho más detalladas. Estas pautas de construcción han sido fruto de la experiencia adquirida en la construcción del CÉFIRO 01. Esta experiencia se ha empleado en este documento para depurar y mejorar los procesos de construcción. El autor, que ha asistido y participado en prácticamente la totalidad del proceso constructivo, considera de vital importancia la lectura de estas páginas por parte de futuros constructores.

A continuación se muestra un índice con los pasos que serán descritos posteriormente.

TITULO	PÁGINA
Construcción del esqueleto de la cola.	106
Construcción del esqueleto de los extremos alares.	115
Construcción del esqueleto del morro.	128
Construcción del esqueleto del fuselaje central.	136
Construcción del esqueleto del ala central.	144
Construcción de flaps y alerones.	147
CONJUNTO DE FOTOS DEL CÉFIRO ENSAMBLADO Nº1 (Página 148)	
Revestido del intradós de los extremos alares, fuselaje central y morro.	151
Instalación de las placas de unión entre ala y fuselaje central.	153
Conformado del cono de morro.	154
Ensamblado de la puerta de morro.	155
Fabricación e instalación de las cogidas de los tail-boom en el ala central.	156
Apertura de huecos para bisagras e instalación de servos.	158
CONJUNTO DE FOTOS DEL CÉFIRO ENSAMBLADO Nº2 (Página 161)	
Fabricación de las cogidas traseras.	163
Instalación del tren trasero.	169

Instalación del tren delantero.	171
Instalación de las conducciones de cables.	174
Revestido del extradós de los extremos alares	175
Acabado de la cola (revestimiento restante y carenados).	176
Revestido del ala central.	179
Lijado del borde de ataque del ala.	183
CONJUNTO DE FOTOS DEL CÉFIRO ENSAMBLADO Nº3 (Página 185)	
Entelado y últimos detalles.	188
CONJUNTO DE FOTOS DEL CÉFIRO ENSAMBLADO Nº4 (Página 196)	
CONJUNTO DE FOTOS DEL CÉFIRO ENSAMBLADO Nº5 (Página 199)	

9.1 Construcción del esqueleto de la cola

En las siguientes páginas se mostrará de una manera visual y detallada todo el proceso de montaje del esqueleto de la cola.

Proceso de construcción del esqueleto del estabilizador horizontal y del elevador

Para la construcción del esqueleto del estabilizador horizontal se emplea un utillaje que consta de dos soportes y dos barras de 8 mm de diámetro exterior (ver Fig. 9.1.1). La idea del utillaje es que estas barras entren en unos taladros realizados en las costillas por control numérico en el proceso de corte de la pieza. Una vez introducidas su orientación relativa queda definida. Aunque en el Céfiro, el estabilizador horizontal no presenta torsión, con este sistema se podría introducir. Cada costilla, una vez colocada en el utillaje, presentaría un ángulo de incidencia diferente debido al diferente posicionado de los taladros de paso de las barras en su superficie. Otra de las funciones de este utillaje es mantener suspendido todo el estabilizador en el aire, lo que facilita el trabajo de pegado y colocación de nuevos elementos.

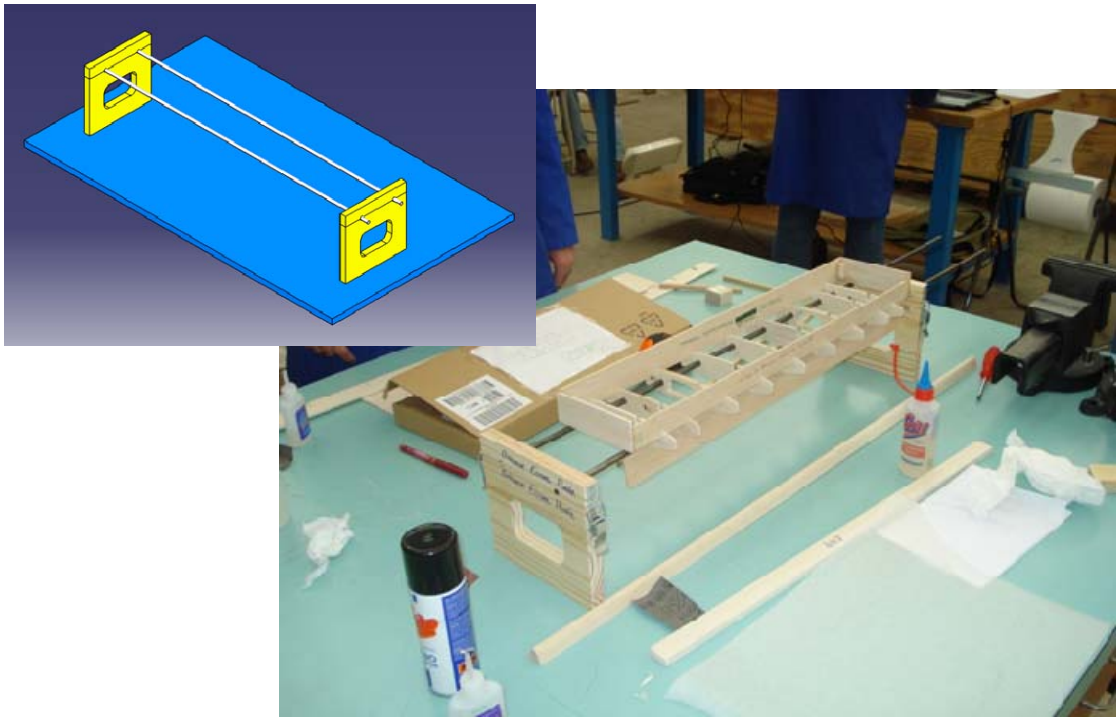


Fig. 9.1.1 - Imágenes del utillaje empleado en la construcción del estabilizador horizontal. A la izquierda, diseño en CATIA de los soportes y barras del utillaje. A la derecha, utillaje de soporte y posicionadores en plena utilización.

Con el utillaje anteriormente comentado se establece la orientación relativa en cuanto a incidencia se refiere, pero no se define la separación de cada una de las costillas. Para ello se diseñó otro tipo de utillaje, que se designará como “posicionador”, que cumplía esta misión. Se trata de una tira de madera de balsa con una serie de muescas en su canto cortadas por control numérico. Las muescas están colocadas en las posiciones de las costillas según el modelo de CATIA. De esta manera, una vez colocadas las costillas en el utillaje se encajan en su correspondiente muesca y la posición de las costillas queda perfectamente definida sin grado

de libertad posible. Hacen falta tres posicionadores para conseguir una buena alineación de las costillas.

El uso de estos utillaje facilita y agiliza muchísimo el proceso de construcción, hasta el punto de permitir la construcción del esqueleto de un estabilizador horizontal en tan solo 2 horas. Todo este utillaje ha sido diseñado y comprobado previamente en CATIA, y su corte se ha realizado por control numérico asegurándose la precisión, calidad y viabilidad del estabilizador horizontal.

A continuación se describen los diferentes pasos en la construcción del esqueleto del estabilizador horizontal:

1. **Preparación de costillas e introducción de las mismas en el utillaje.**
   Pegar con epoxi los marcos de refuerzo de las costillas donde van colocados los servos. Hay que comprobar que los servos encajan perfectamente en la posición correcta, es decir ambos mirando al mismo lado, y en la posición que deje el brazo del servo más alejado del elevador. Si el servo no es fácilmente extraíble hay que lijar el marco.

   A continuación, se abre el utillaje por uno de sus extremos y se introducen las costillas en el orden correcto y se colocan los posicionadores que separarán las costillas a la distancia correcta tal y como se ve en la Fig. 9.1.2.

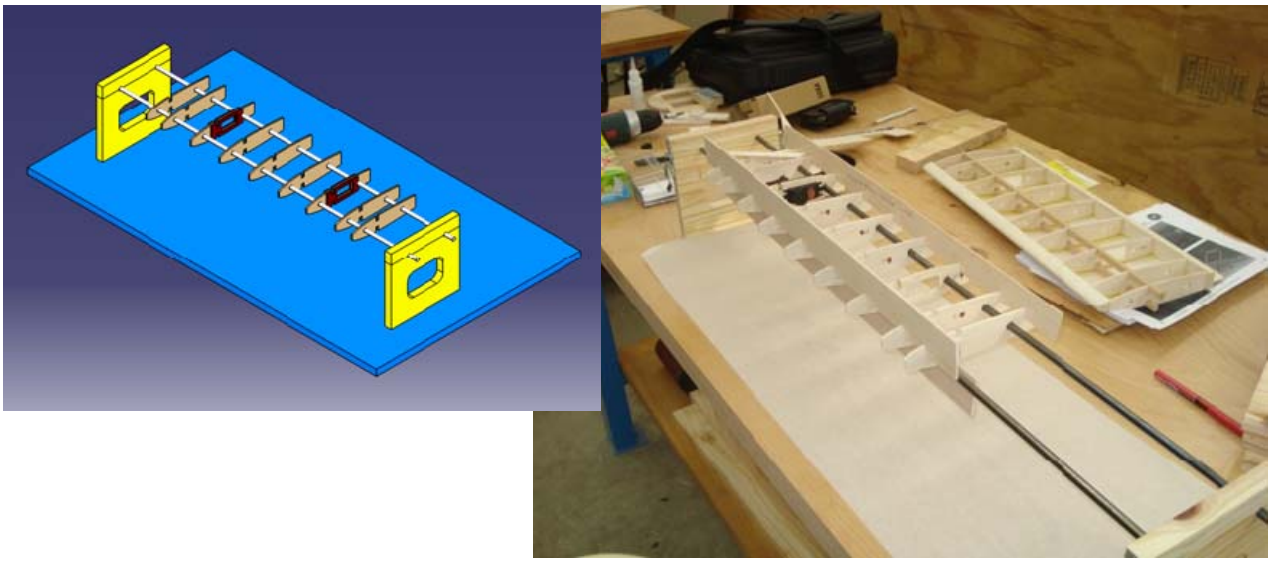


Fig. 9.1.2 - Colocación de costillas.

2. **Pegado del borde de salida.**
   Se toma una lámina de balsa de 3/8” y se corta una pieza de 60 x 2,5 cm que servirá como borde de salida. A continuación se pega la pieza a las costillas. Para ello colocar el borde de salida en contacto con las cotillas y se dejan caer gotas de pegamento cianocrilato desde el punto superior de la zona de contacto. Estas gotas se extenderán por capilaridad a lo largo de toda la zona de unión. Se recomienda comenzar por las uniones extremas para fijar la posición de la pieza y finalizar por las centrales (ver Fig. 9.1.3).

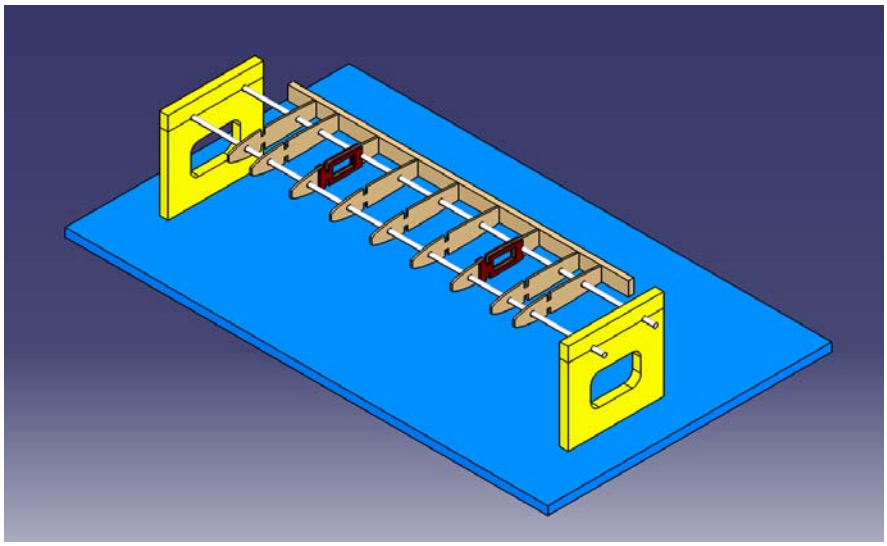


Fig. 9.1.3 - Colocación del borde de salida.

3. **Pegado del borde de ataque.**
   Se corta un tramo de 60 cm de longitud de un borde de ataque de altura 3/4". Se coloca el borde de ataque recién cortado bien centrado en la costilla (como se muestra en la Fig. 9.1.4), y se procede a su pegado como se explicó en el borde de salida. Se recomienda comenzar por las uniones extremas y finalizar por las centrales.

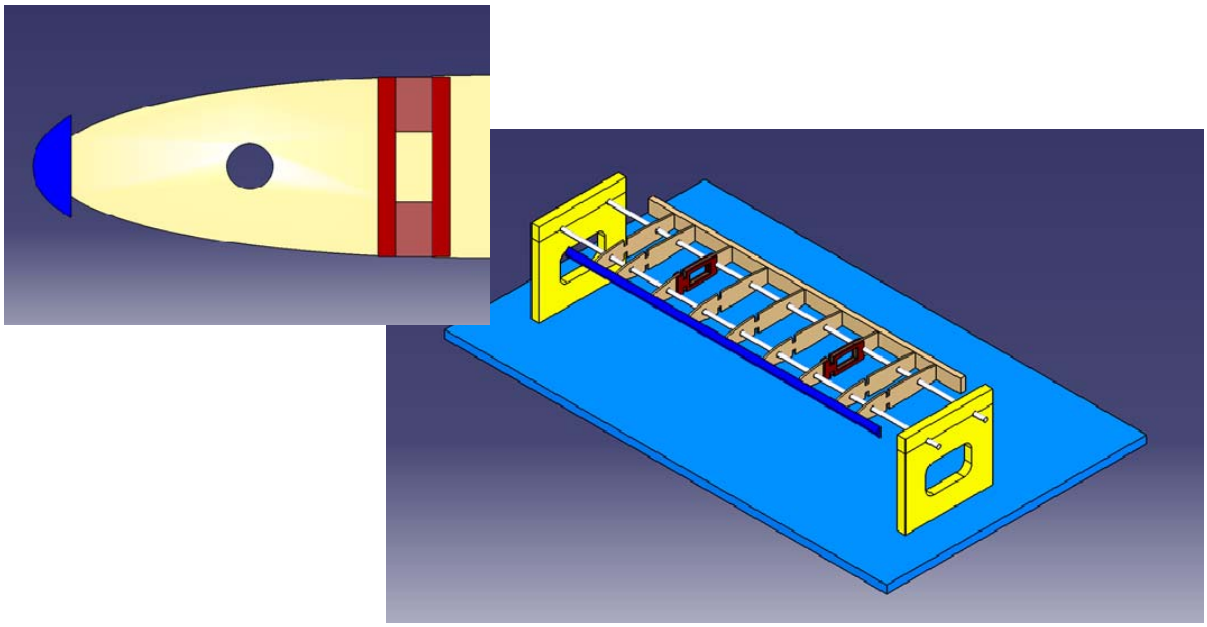


Fig. 9.1.4 - Colocación del borde de ataque

4. **Pegado de los larguerillos.**
   Se corta longitudinalmente una varilla de abeto comercial de sección 1/4" x 1/2" para conseguir una sección de 1/4" x 3/8". Esta nueva varilla se corta trasversalmente para conseguir un larguerillo de 60 cm de longitud. Son necesarios dos larguerillos de estas dimensiones.

Se prepara una mezcla de epoxi 5 minutos, y se extiende en los huecos de las costillas donde se sitúa el larguerillo superior. Se coloca el larguerillo en los huecos, y se presiona ya sea manualmente o colocando una tabla con peso hasta que el epoxi cure (ver Fig. 9.1.5). Cuando la unión sea segura, se da la vuelta al utillaje y se realiza el mismo proceso en el larguerillo inferior.

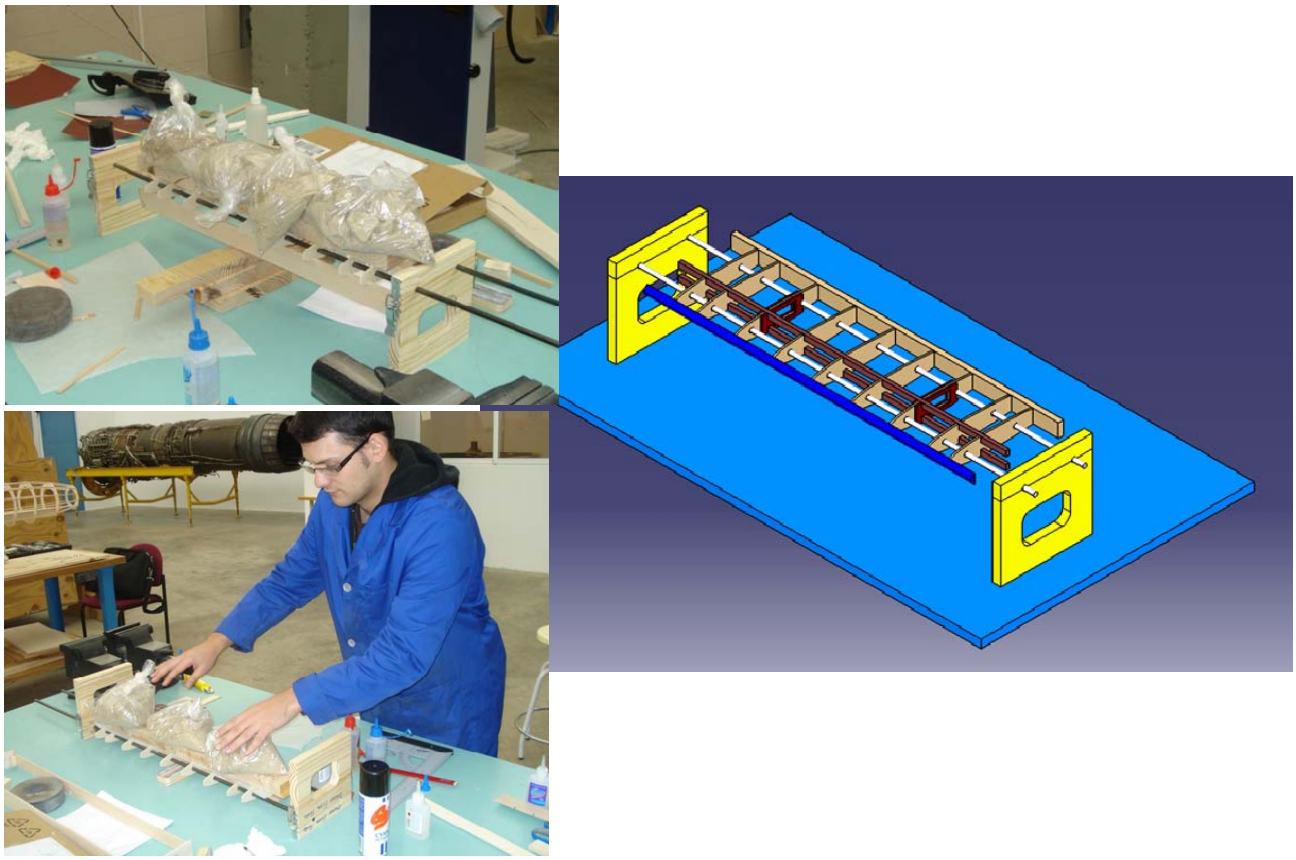


Fig. 9.1.5 - Proceso de pegado de los larguerillos

5. **Reforzado de los larguerillos.**

A continuación se pegan unos cuadrados de abeto en los extremos del larguero en el hueco que queda entre ambos larguerillos. Esta pieza además de unir los dos larguerillos en los extremos, servirá como bloque de soporte para los tornillos de la cogida. Quizás sería más recomendable emplear un cuadrado de contrachapado en lugar de abeto, por que el abeto al recibir solicitaciones perpendiculares a la veta, como la acción de un tornillo, se agrieta y parte. No obstante en el CÉFIRO 01 se empleo abeto y no hubo ningún problema.

Para finalizar el esqueleto del estabilizador horizontal hay que pegar los refuerzos de contrachapado de 1/8” de espesor en los extremos del larguero y del borde de salida (ver Fig. 9.1.6). Estos refuerzos permitirán alojar los tornillos de la cogida.

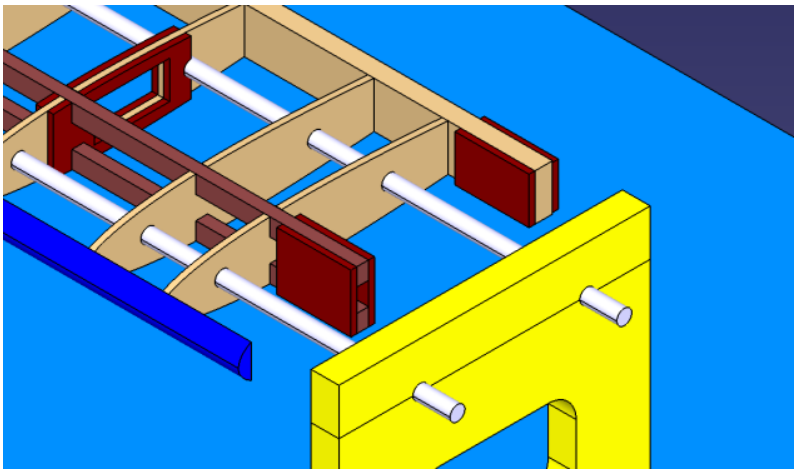


Fig. 9.1.6 - Colocación de los refuerzos de contrachapado

El siguiente paso dentro de la construcción del estabilizador horizontal es el pegado de una parte del revestimiento del intradós. En concreto se debe pegar el revestimiento del intradós comprendido entre las costillas segunda y penúltima. Para ello primero lijar el canto del borde de salida para que tenga la pendiente del perfil. Posiblemente quede un espacio entre los larguerillos y el revestimiento. Para solucionarlo y optimizar el pegado, se puede pegar una tira de balsa, que una vez lijada para seguir correctamente el perfil, permitirá un perfecto contacto entre larguerillo y revestimiento. Se prepara una lámina de balsa con las dimensiones deseadas. Se moja para facilitar el doblado de la madera y se colocan sacos de arena sobre el perfil. Tras unos minutos habrá adoptado la forma del mismo.

Para el proceso de pegado de cualquier revestimiento, ya sea de ala, estabilizadores, o fuselaje hay tres posibilidades:

- **Método 1:** Se extiende pegamento cianocrilato de secado lento a lo largo de todas las uniones afectadas: costillas, larguerillos y borde de salida, pero no borde de ataque. Se extiende el mismo pegamento en el canto de la lámina del revestimiento que corresponde al borde de ataque. Se coloca la lámina sobre el ala y con las manos se presiona fuertemente el borde de ataque, mientras que con sacos de arena o la ayuda de otro compañero se garantiza la presión en el resto del ala. Cuando hay gran cantidad de uniones o laminas de revestimiento muy grandes, este método resulta precipitado y poco cuidadoso, resultando uniones mal realizadas. Este método es aplicable y muy recomendable en el pegado de las láminas individuales con las que se reviste el fuselaje.
- **Método 2:** Se superpone la lámina de revestimiento y se pega con pegamento cianocrilato rápido al borde de ataque. Una vez pegada esta zona, se da la vuelta al ala y con ambas partes en contacto se aplica pegamento cianocrilato rápido en todas las uniones. Las gotas de pegamento se extenderán por capilaridad a través de toda la unión, resultando una unión fuerte y ligera. El problema de este método es que posiblemente los larguerillos no queden bien adheridos al revestimiento. Para solucionarlo se puede aplicar cola blanca para madera o pegamento cianocrilato lento a esta zona antes de la colocación de la lámina, para que vaya fraguando mientras se pegan el resto de uniones. Muy recomendable para cubrir intradós, ya que se tiene

acceso al interior de la superficie, donde se puede aplicar el pegamento rápido directamente en la unión de las piezas en contacto.

- **Método 3:** Otra manera de pegar el revestimiento es extender pegamento de contacto en ambas superficies excepto en el borde de ataque. A continuación colocar la lámina de revestimiento, pegar la zona de borde de ataque con pegamento cianocrilato rápido y colocar sacos de arena sobre toda la superficie. Esperar varias horas hasta el secado completo del pegamento de contacto. Este método garantiza un pegado muy resistente pero tiene el inconveniente del tiempo de espera para secado. Este método es muy recomendable para cubrir cualquier extradós.

Por tanto, para cubrir el intradós del estabilizador horizontal se empleará el método 2.

A continuación, lo más conveniente es empezar la construcción del elevador. Para ello se corta 496 mm de borde de ataque triangular de sección 3/4” x 3/4”. Se pegan las costillas de los extremos, y las demás se pegan espaciadas 50 mm unas de otras. Es muy importante que las costillas estén bien centradas en la superficie del triángulo dejando el mismo espacio por debajo y por encima de las mismas. Una vez pegadas, mirar el perfil del elevador y cerciorarse de que el perfil de todas las costillas coincide, si no es así, despegar las costillas afectadas, lijar el canto para eliminar el pegamento y volverlas a pegar bien centradas para que coincida con el resto. El siguiente paso es pegar el revestimiento del intradós del elevador, que al ser simétrico puede ser cualquiera de las dos caras. Para el pegado del revestimiento se emplea el método 2 explicado en la página 110. El pegado del extradós se deja para más adelante, una vez se coloque y se pruebe todo el sistema de servos.

El siguiente paso, es abrir en el intradós la apertura de acceso de los servos. Para ello antes hay que meditar cual será la orientación de los servos. En el CÉFIRO 01 se empleo la orientación que se muestra en la figura 9.1.7, es decir con la zona del brazo orientada de manera que queda más cercana al borde de salida que al borde de ataque y orientada hacia la derecha de la costilla de colocación del servo. Si se toma la misma orientación que en el CÉFIRO 01 la compuerta hay que abrirla a la derecha de la costilla del servo. Estas compuertas deben de ser amplias, de manera que faciliten la reparación y cambio del servo, y deberán tener como contorno elementos estructurales como el larguero o las costillas donde poder pegar los bloques de atornillado. En futuras versiones se recomienda comprar un inversor de mandos que permitiría colocar los servos y compuertas de acceso de forma simétrica.

Fig. 9.1.7 - Disposición de los servos y apertura de las compuertas en el estabilizador horizontal

Proceso de construcción del esqueleto del estabilizador vertical y del timón de dirección

Para la construcción del estabilizador vertical no se emplean utillajes, sino que su construcción es totalmente manual. Se imprime un plano en planta a escala real (ver Fig. 9.1.8), se coloca sobre una lámina de poliestireno y se van colocando las piezas sobre el plano. Estas piezas se mantienen posicionadas mediante alfileres y se pegan con pegamento cianocrilato rápido.

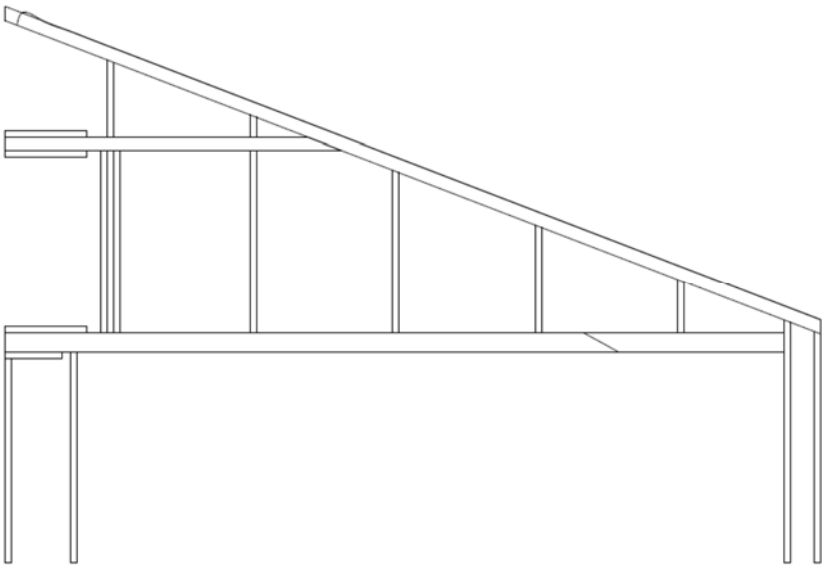


Fig. 9.1.8 - Imagen de tamaño reducido del plano empleado para la construcción de los estabilizadores verticales

A continuación, es conveniente construir ambos timones de dirección. Lo primero es cortar 343 mm de borde de ataque triangular de sección 3/4” x 3/4”. Con la ayuda del plano impreso a escala real (ver Fig. 9.1.9), marcar en el borde de ataque triangular la posición de las costillas y pegarlas bien centradas en el mismo. Prestar atención a la geometría del timón de dirección ya que presenta estrechamiento, luego todas las costillas del timón de dirección no

son iguales, irán reduciendo su espesor al llegar a las puntas y por tanto hay una posición definida para cada costilla. Una vez pegadas todas las costillas, mirar el timón de dirección lateralmente para verifica el centrado de las mismas.

Antes de colocar una de las láminas de revestimiento del timón de dirección, hay que pensar como se colocarán los servos, ya que esta primera lámina de revestimiento determina la orientación del push-horn. Si se desea que el brazo de los servos actúe por el mismo lado en ambos estabilizadores verticales, habrá que colocar la primera lámina de revestimiento en el mismo lado en ambos timones de dirección. Si se desea que los brazos de servo actúen por lados diferentes en cada estabilizador vertical, de manera que los elementos de la cola queden perfectamente simétricos, habrá que colocar la lámina de revestimiento en lados diferentes en cada timón de dirección. En el CÉFIRO 01, la disposición es no simétrica, lo que facilita la configuración del movimiento de servos, ya que la señal que llega a cada servo es exactamente la misma, y solo hay que instalar a la salida del recetor un conector en "Y" que duplique la señal de dicho canal. En futuras versiones se recomienda instalar un inversor de mandos que permitiría colocar servos y compuertas de acceso de forma simétrica.

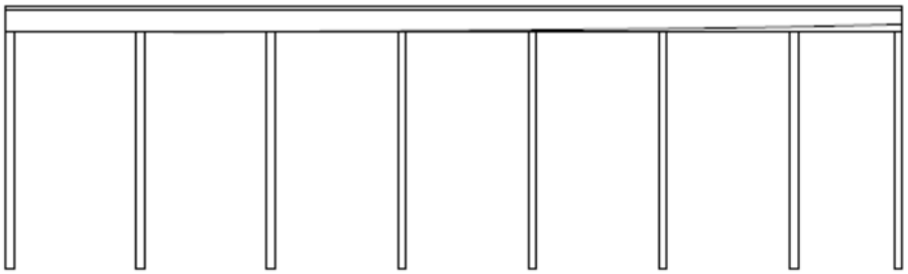


Fig. 9.1.9 - Imagen de tamaño reducido del plano empleado para la construcción del timón de dirección

Al concluir el esqueleto del estabilizador vertical y tener bien claro la disposición del servo, si todos los servos funcionan correctamente se puede proceder a pegar una de las caras del revestimiento, que deberá ser la correspondiente al lado revestido del timón de dirección (ver Fig. 9.1.10). Una vez que la lámina de revestimiento ha sido mojada, se coloca sobre el estabilizador vertical con sacos de arena. Tras unos minutos se retira y habrá adoptado la forma del perfil. Para el pegado de la superficie es recomendable emplear el método 2 descrito en la página 110.

A continuación se deben cortar en la balsa del revestimiento los huecos de las compuertas de servos. Estas compuertas deben de ser amplias, de manera que faciliten la reparación y cambio del servo, y deberán tener como contorno elementos estructurales como el larguero o las costillas donde poder pegar los bloques para el atornillado de la compuerta.

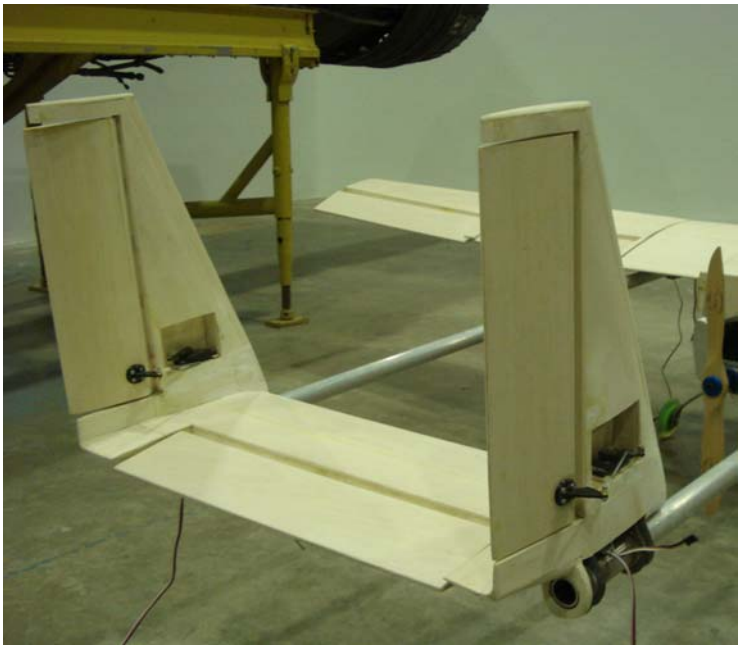


Fig. 9.1.10 - En el CÉFIRO 01 se decidió que los servos de los estabilizadores verticales actuasen por la derecha. Por tanto, la primera cara del revestimiento a colocar es siempre la derecha tanto en el timón de dirección como en el estabilizador vertical.

9.2 Construcción del esqueleto de los extremos alares

Para la construcción de los extremos de ala se ha diseñado un utillaje muy parecido al empleado en estabilizador horizontal (ver Fig. 9.2.1). Consta de dos soportes sobre los que se apoyan dos barras de 16 mm de diámetro exterior. Cada costilla tiene realizados dos taladros para la introducción de dichas barras, de forma que una vez montado el utillaje, se encajan todas las costillas y quedan suspendidas y perfectamente orientadas. Al permanecer toda la estructura suspendida durante todo el proceso de construcción del esqueleto, se facilita mucho el pegado y colocación de piezas. Con este sistema de utillaje es posible y sencilla la introducción de torsión en el ala, ya que la posición relativa de los taladros determina unívocamente la orientación de las costillas.

Para el posicionado longitudinal de las costillas se emplea un utillaje posicionador. Estos posicionadores son tiras de balsa en las cuales hay realizadas unos cortes laterales en los que encajan las piezas implicadas quedando perfectamente determinadas sus posiciones relativas. En el caso del extremo alar, para el posicionado de las costillas se emplean un total de 3 o 4 posicionadores.

El uso de todo este utillaje permite construir un esqueleto de un extremo de ala en unas 8 horas. Todo este utillaje ha sido diseñado y comprobado previamente en CATIA y su corte se ha realizado por control numérico asegurándose la precisión, calidad y viabilidad del extremo alar.

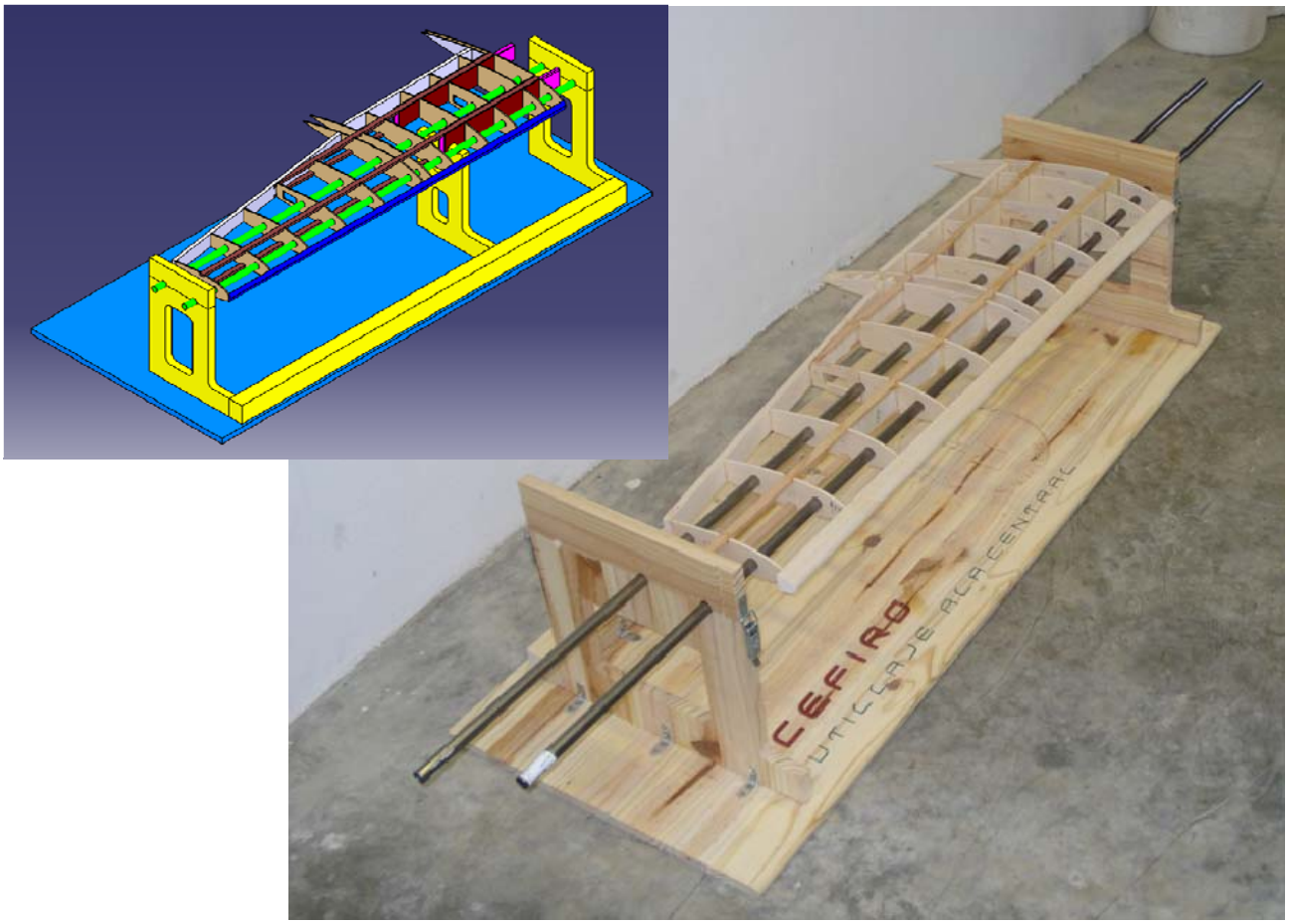


Fig. 9.2.1 - Imágenes del diseño en CATIA del utillaje y de su uso real.

A continuación se describe detalladamente el proceso de construcción del esqueleto un extremo alar. Este proceso hay que repetirlo dos veces, para construir un extremo izquierdo y uno derecho. En las descripciones las costillas se designan de la 1 a la 12 siendo la costilla número 1 la situada en el encastre. IMPORTANTE: tener muy claro el orden de introducción de las costillas ya que determina si el ala será derecha o izquierda.

1. **Colocación, posicionado y alineado de las primeras costillas.**

   Pegar los marcos de refuerzo de los servos en las costillas correspondientes y asegurarse de que entran sin dificultad. Se liberan los tubos del utillaje por la zona del encastre y se introducen las costillas de la 5 a la 12 en el orden correcto. A continuación se introduce un utillaje que delimitará el plano del encastre del extremo del ala. A este utillaje se le denominará "delimitador" (ver Fig. 9.2.3). Se debe colocar y asegurar debidamente (con pinzas) para que quede perfectamente perpendicular a los tubos del utillaje. Se colocan 3 o 4 posicionadores, que establecerán las separaciones relativas entre las costillas. En el extremo correspondiente al encastre, cada uno de los posicionadores se debe colocar en contacto con la cara interior del delimitador, tal y como se muestra en la figura 9.2.2, de esta manera se consigue que todos los posicionadores partan de un mismo plano y que por tanto las costillas estén perfectamente perpendiculares a los tubos.

   Opcionalmente, si no se tiene disponible el utillaje delimitador se puede emplear, para alinear los posicionadores, la cara interior del soporte del utillaje situado en el encastre.

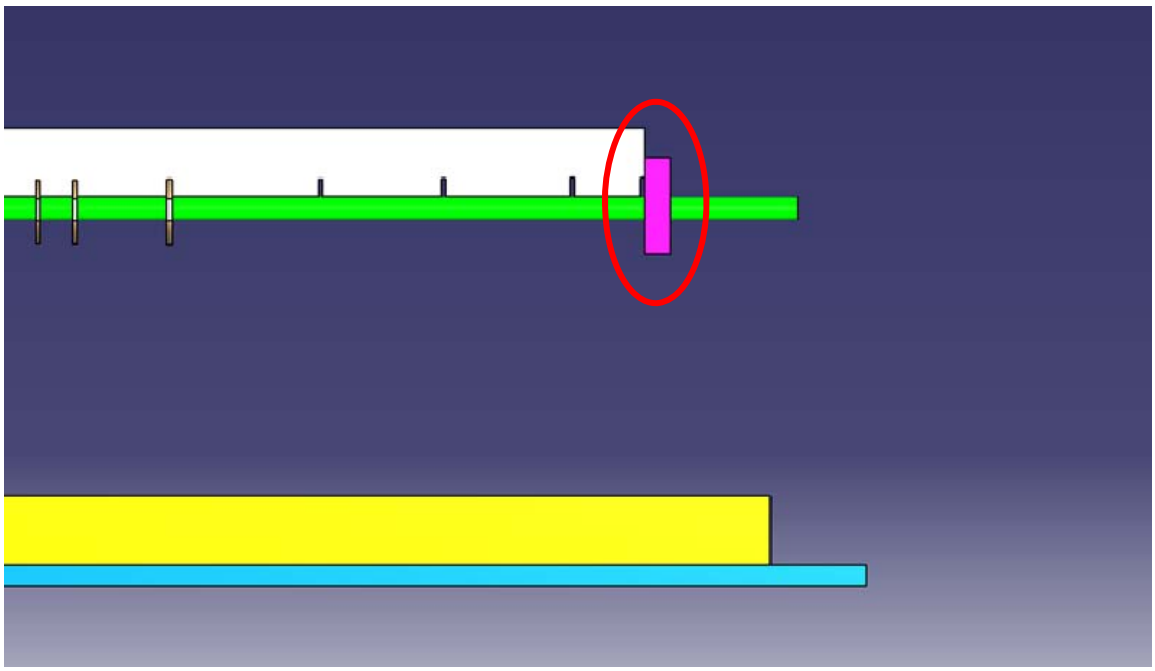


Fig. 9.2.2 - Imagen con detalle de colocación de los extremos de los posicionadores en contacto con la cara interior del delimitador. Con esta medida se consigue que las todas las costillas queden perfectamente perpendiculares a los tubos del utillaje.

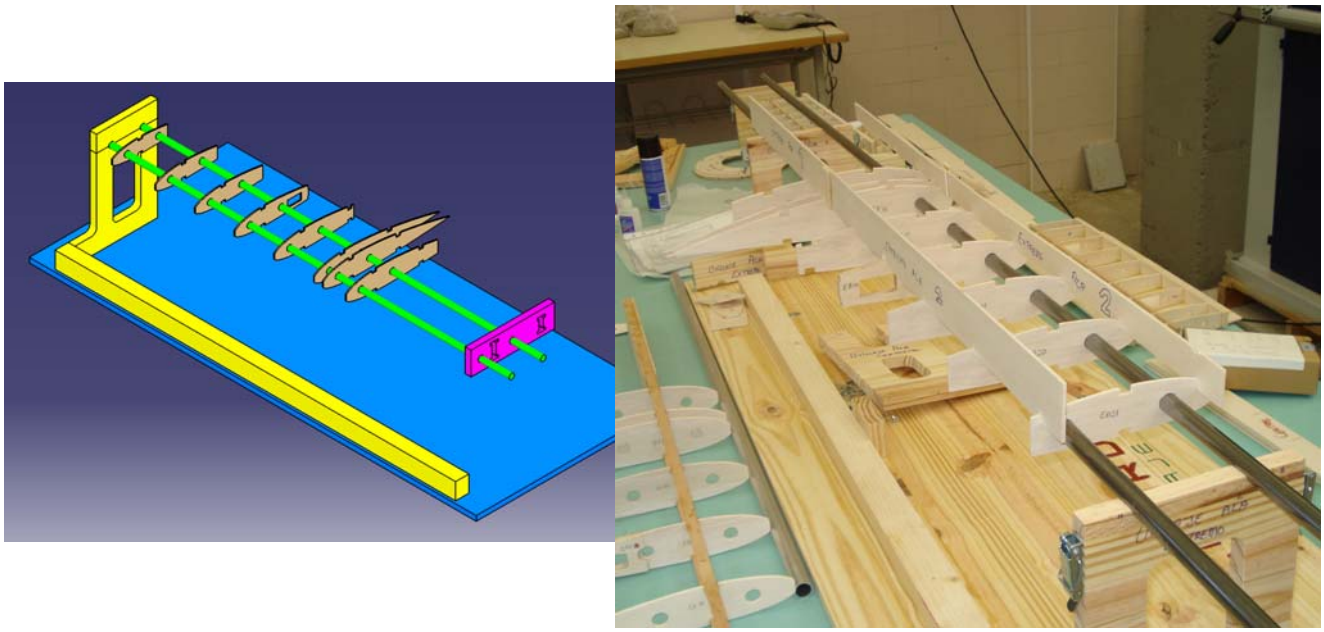


Fig. 9.2.3 - Primer paso en la construcción del extremo alar: colocación, posicionado y alineado de las primeras costillas.

2. **Pegado del borde de salida para cogida del alerón.**

   Colocar el borde de salida donde se conecta el alerón. Se corta una tira de balsa de 3/8" de espesor con las dimensiones mostradas en la figura 9.2.4 y se pega con pegamento cianocrilato rápido entre las costillas 7 y 12 (ver Fig. 9.2.5).

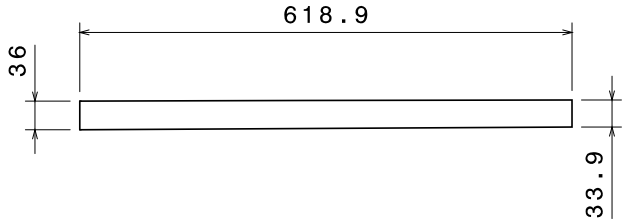


Fig. 9.2.4 - Dimensiones del borde de salida donde se conecta el alerón.

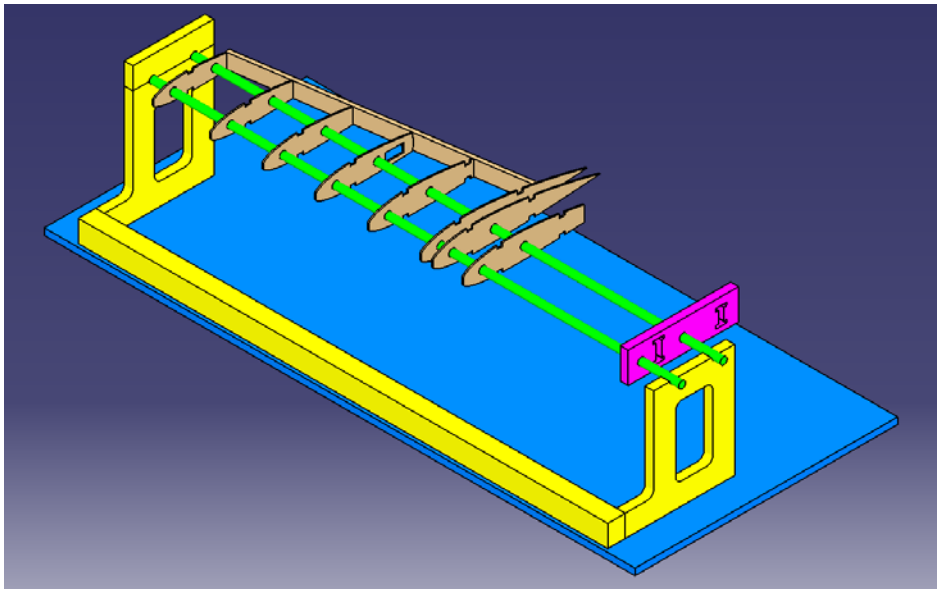


Fig. 9.2.5 - Segundo paso: colocación del borde de salida para cogida del alerón.

3. **Corte y pegado de los larguerillos.**

Hay que obtener dos larguerillos de abeto de 1055 mm. Para ello, con la lijadora de disco, lijar uno de los extremos de un larguerillo comercial en ángulo, superponerlo a un nuevo larguerillo, marcarlo y lijarlo. En total se requiere lijar 4 larguerillos comerciales con el mismo ángulo. La funcionalidad de este ángulo es aumentar la superficie de unión cuando se peguen entre sí. Pegarlos de dos en dos empleando epoxi. Al terminar la operación se tienen dos larguerillos de gran longitud. Cortarlos con una longitud de 1055 mm (cortar 1065 mm para dejar algo de sobrante). Probarlos sobre el ala permitiendo que la zona sobrante quede en el extremo del ala y ajustando la parte del encastre para que quede en contacto con el delimitador (ver Fig. 9.2.6). El delimitado durante todo el proceso debe seguir en contacto con el canto de los posicionadores.

Cuando se consiga el posicionado correcto, pegar los dos larguerillos a las costillas con epoxi cumpliendo las condiciones de colocación comentadas anteriormente.

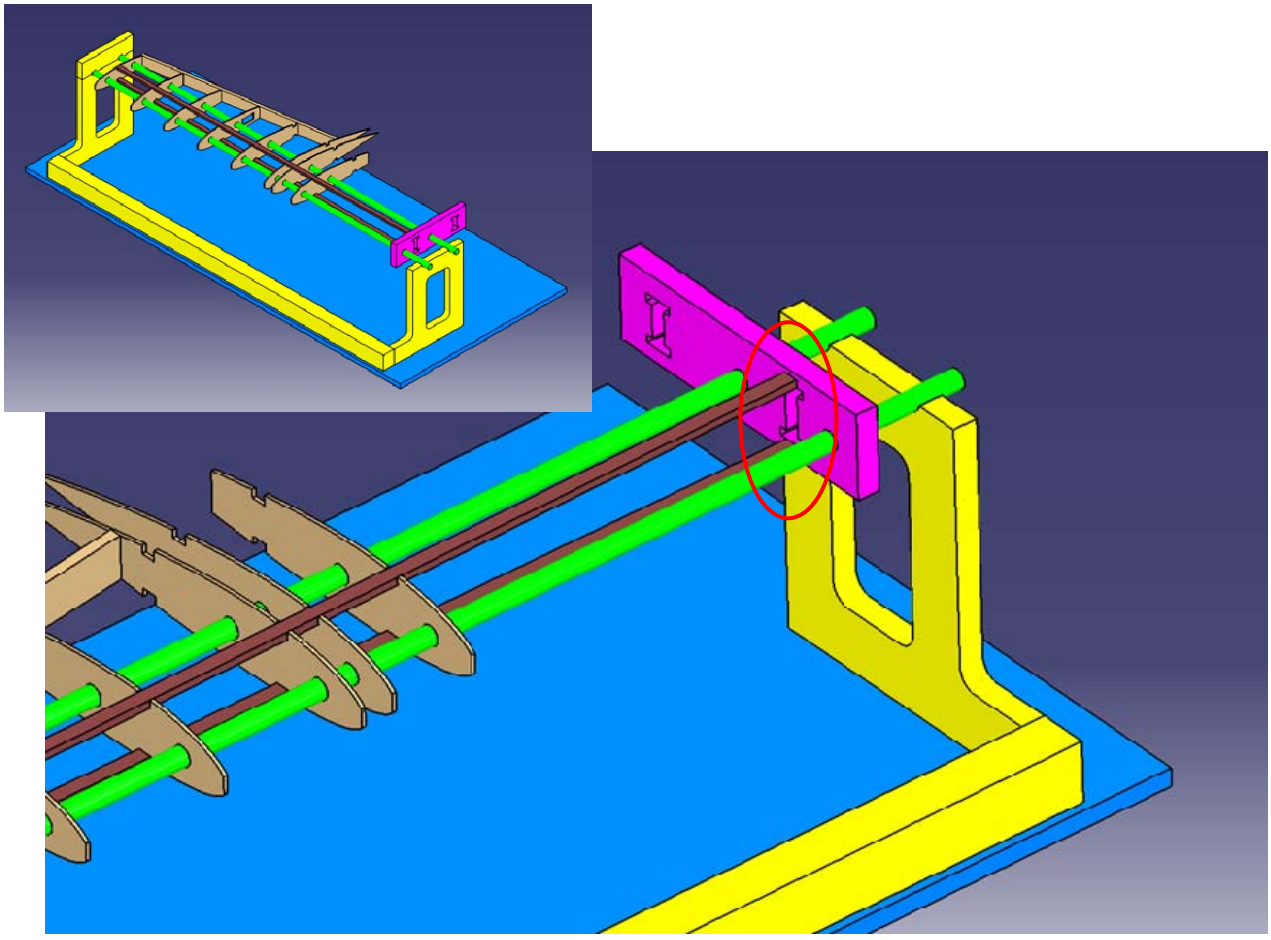


Fig. 9.2.6 - Los larguerillos colocados deben quedar en contacto con el delimitador. Si no se ha empleado debe quedar en contacto con el soporte del utillaje en esta zona. Cualquiera de los dos debe estar bien posicionado para que indiquen la posición del plano del encastre. Para ello deben estar en contacto con los cantos de los posicionadores.

Para los larguerillos traseros no hace falta pegar dos entre sí, ya que de fábrica tienen longitud suficiente. Se requieren dos larguerillos de 692 mm de longitud (cortar 700 mm para que quede algo de sobrante). Colocarlo superpuesto sobre el ala, y marcar el ángulo de intersección que debe de haber entre el larguerillo y el borde de salida de cogida del elevador (ver Fig. 9.2.7). Lijar este ángulo en la lijadora de disco. Situarlo en su posición en el ala. Posiblemente no entre y choque con el delimitador ya que el larguerillo es demasiado largo (al haberle dejado sobrante). Lijar este extremo hasta que quede en perfecto contacto con el delimitador. Cuando ambos larguerillos traseros entren perfectamente y queden en contacto con el delimitador, tal y como se muestra en la figura 9.2.7, pegarlos a las costillas y al borde de salida empleando epoxi. El resultado final se muestra en la figura 9.2.8.

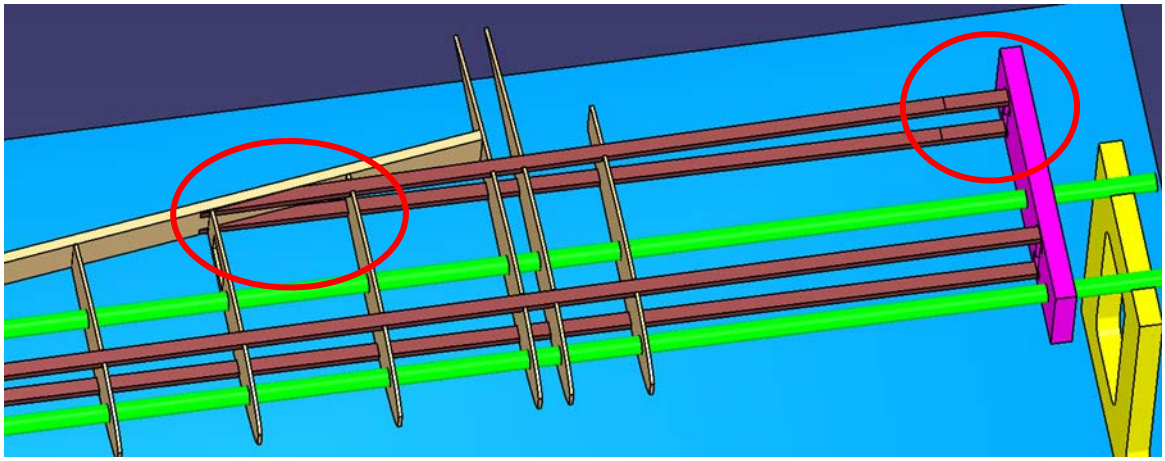


Fig. 9.2.7 - Detalle ángulo de larguerillos trasero con el borde de salida, y detalle de contacto entre larguerillos y limitador.

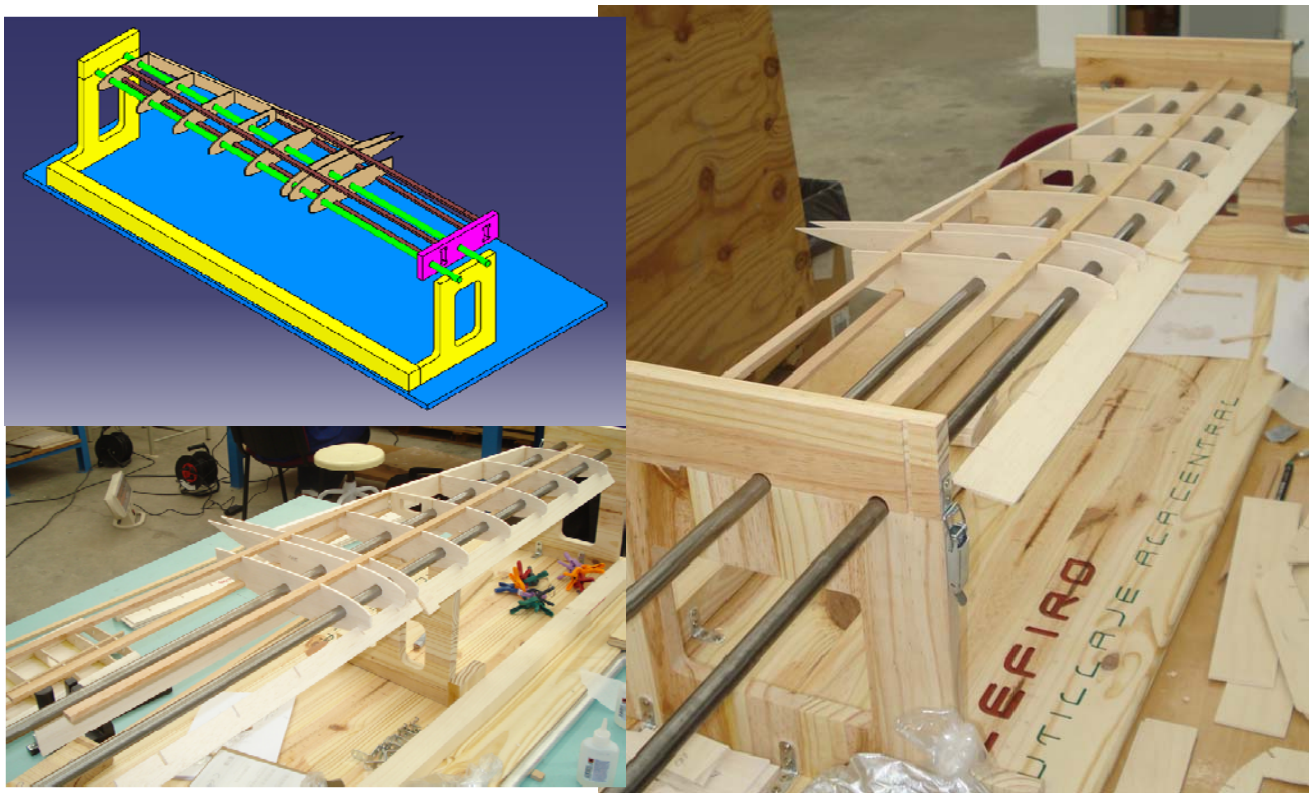


Fig. 9.2.8 - Colocación de los larguerillos.

4. **Pegado de los refuerzos de contrachapado de los larguerillos.**

El siguiente paso es la colocación de los refuerzos laterales de contrachapado (Fig. 9.2.9). Para ello se ha diseñado un utillaje, que se denominará "patrón del núcleo", que tienen la forma exacta del núcleo del ala central. Al emplearlo durante el proceso de pegado de los refuerzos laterales, se asegura que la cavidad interna resultante en el larguero será compatible con el núcleo del ala central.

Lo primero es abrir el utillaje por la zona del encastre y extraer el delimitador. Una vez extraído se puede volver a colocar el soporte del utillaje, procurando que quede bastante espacio hasta el encastre del extremo alar de manera que se pueda trabajar con comodidad.

El procedimiento con ambos largueros es similar, luego el proceso se explicará solo para un larguero. Se prepara una mezcla de epoxi 5 minutos y se extiende, la cantidad justa y necesaria, solo por uno de los lados de los larguerillos. Inmediatamente se coloca el patrón del núcleo y la cara lateral de contrachapado que se quiere pegar. Hay que cuidar el ajuste del refuerzo de contrachapado, su contorno debe quedar perfectamente alineado con los larguerillos de abeto (ver Fig. 9.2.10A). Se colocan gran cantidad de pinzas en los larguerillos de abeto de forma que presionen larguerillo de abeto y contrachapado. MUY IMPORTANTE: tanto el refuerzo de contrachapado como el macho tienen una orientación definida, hay que estar perfectamente seguros de cuál es la correcta. Cuando pasen unos 3-4 minutos y la mezcla esté espesa y a punto de curar, se retira el macho y se examina el interior del larguero retirando cualquier exceso de epoxi que haya rebosado en el interior y se deja que el epoxi termine de curar (ver Fig. 9.2.10B). Ya solo queda preparar una nueva mezcla, extender la cantidad justa y necesaria del producto sobre los larguerillos, colocar el segundo refuerzo de contrachapado, asegurar con pinzas y esperar a que cure (ver Fig. 9.2.10C). El proceso se repite con el segundo larguero.

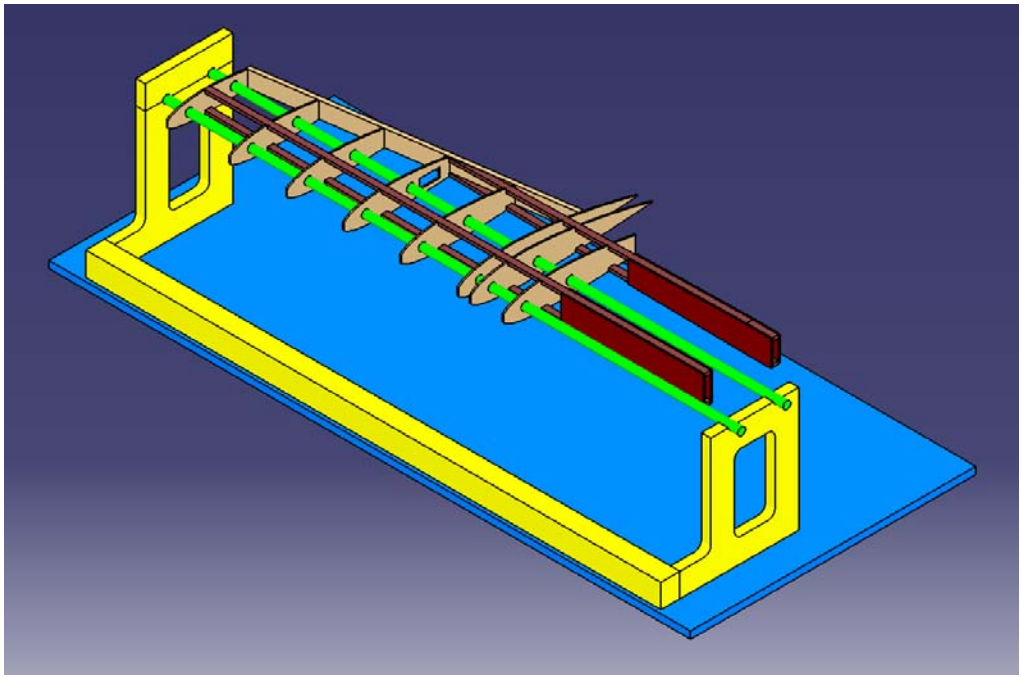


Fig. 9.2.9 - Colocación de refuerzos de contrachapado en los largueros.

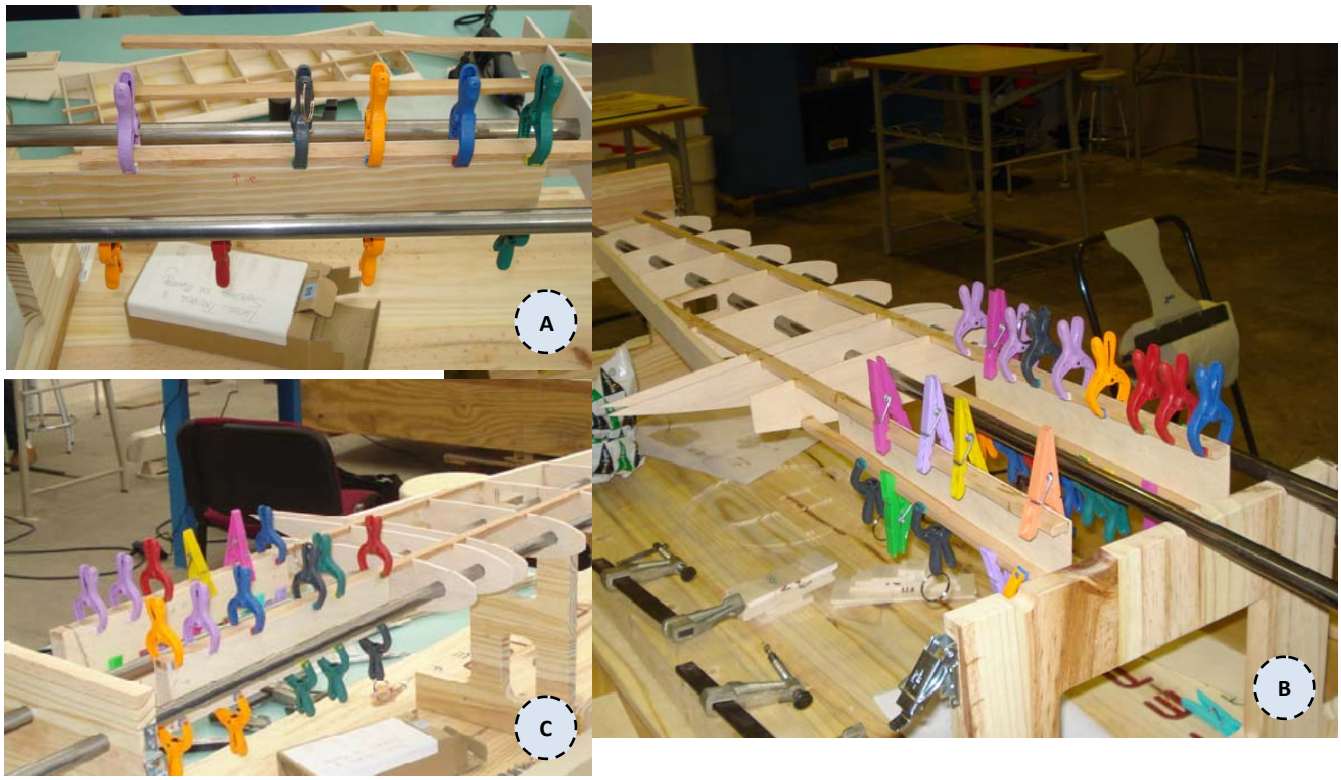


Fig. 9.2.10 - Fabricación del cajón del larguero. A) colocación del macho y pegado de una de los refuerzos de contrachapado. B) ambos largueros con uno de los refuerzos colocados. C) pegado en ambos largueros del segundo refuerzo.

5. **Pegado de las costillas 1 a 4.**

Se retira el soporte del utillaje situado en la zona del encastre, se coloca el soporte intermedio para no tener que sostener los tubos manualmente y se introducen en las barras las costillas de la 1 a la 4.

Estas costillas no son enteras sino que están divididas en tres partes: un borde de ataque, una parte intermedia y una parte posterior. La parte del borde de ataque y la intermedia toman su posición correcta gracias al agujero que tienen realizado, que se coordina con el tubo del utillaje, y a los posicionadores que determinan su posición longitudinal relativa al resto de costillas del extremo alar. Aún así todavía les queda un pequeño grado de libertad respecto a los largueros. En la figura 9.2.11 se muestra en qué posición se deberían pegar a los largueros. La pieza del borde de ataque está diseñada de manera que su canto tiene la misma altura que el refuerzo de contrachapado del larguero delantero que tiene a su lado y debe coincidir íntegramente. Lo mismo le ocurre a las piezas del borde de salida. Sin embargo, los cantos de las piezas intermedias tienen alturas mayores que los refuerzos de los largueros colindantes. Como pauta, se deben pegar de manera que sigan lo más fielmente posible la silueta del perfil descrita por la pieza de borde de ataque y de salida.

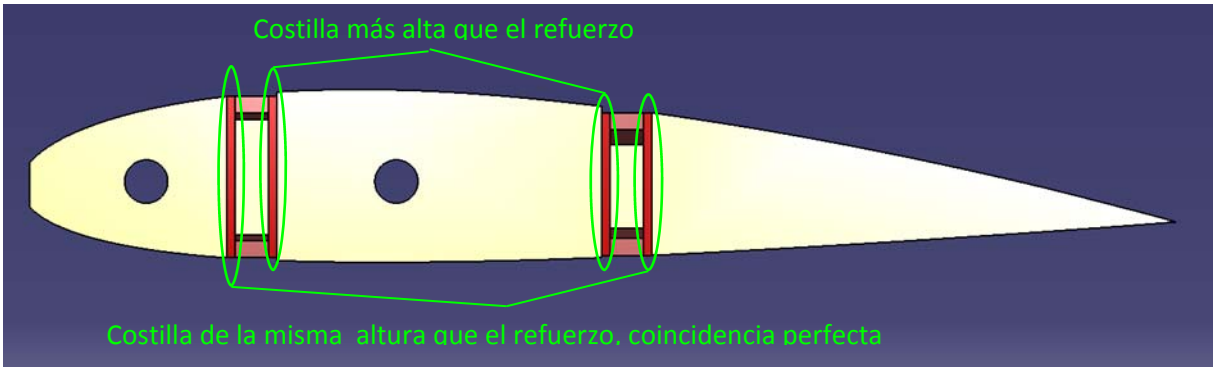


Fig. 9.2.11 - Posición relativa de las costillas 1 a 4 respecto a los largueros.

El pegado de estas costillas se puede realizar de dos maneras. La primera es con epoxi, que proporciona una unión fuerte y algo más ligera que el otro método, pero que obliga a sostener las piezas de algún modo mientras cura. Esto puede ser complejo ya que hay que ajustarlas respecto al larguero, según se comentó anteriormente, y es posible que haya que alcanzar dicha posición forzando ambas piezas. Soportar las piezas forzadas hasta que el epoxi cure es una tarea difícil.

El otro método soluciona este problema. Se trata de compensar la falta de efectividad en el uso de cianocrilato para el pegado de balsa con contrachapado, mediante el aumento de la superficie de pegado. Para ello, al canto de la costilla que hay que pegar se le adhieren empleando cianocrilato un larguerillo cuadrado de balsa a cada lado. Esta costilla con el canto aumentado se puede pegar al contrachapado empleando cianocrilato rápido, y por tanto, solo hay que sostener las piezas durante los escasos segundos que tarda en reaccionar el pegamento. El inconveniente de este método es el aumento de peso debido a los refuerzos y a la mayor cantidad de pegamento que hay que emplear. Otra posibilidad es combinar ambos métodos.

Empleando cualquiera de estas técnicas, se pega primero la parte del borde de ataque, después la de salida y finalmente la intermedia (el orden de estas dos últimas puede invertirse). El resultado se muestra en la figura 9.2.12.

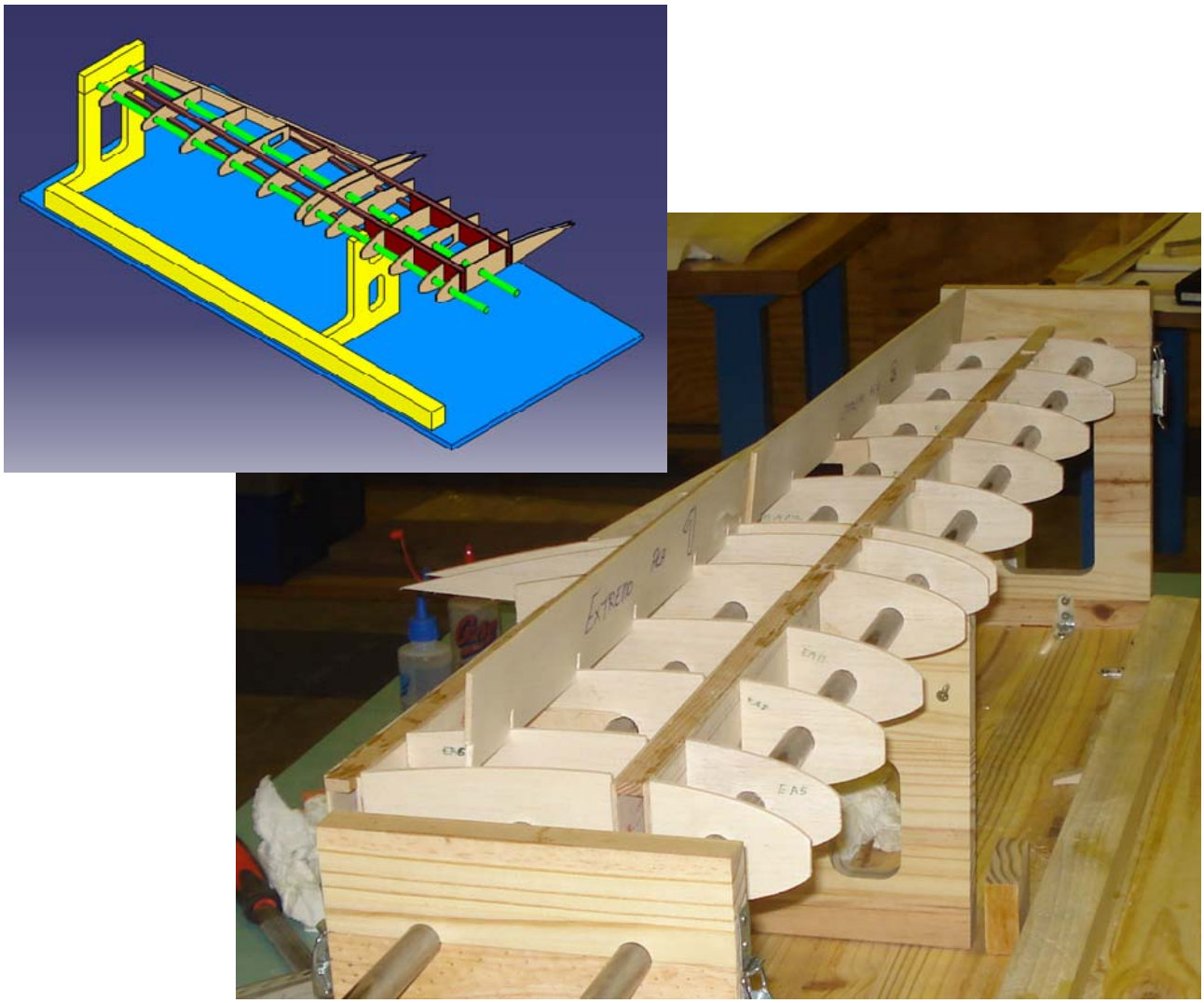


Fig. 9.2.12 - Colocación de las costillas 1 a 4.

6. **Pegado del borde de salida donde conecta el flap.**
   Cortar una pieza de balsa de 3/8” de espesor con las dimensiones que se muestran en la figura 9.2.13 y pegarla en el espacio entre las costillas 6 y 1.4 empleando pegamento cianocrilato rápido. El resultado se muestra en la figura 9.2.14.

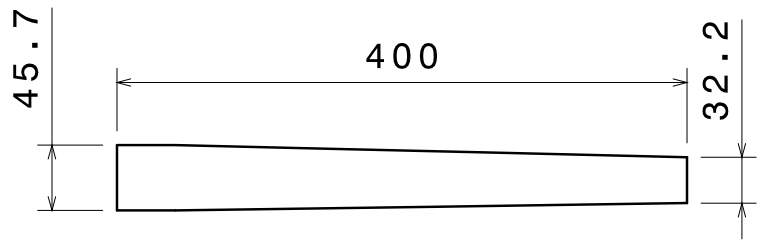


Fig. 9.2.13 - Dimensiones del borde de salida donde se conecta el flap.

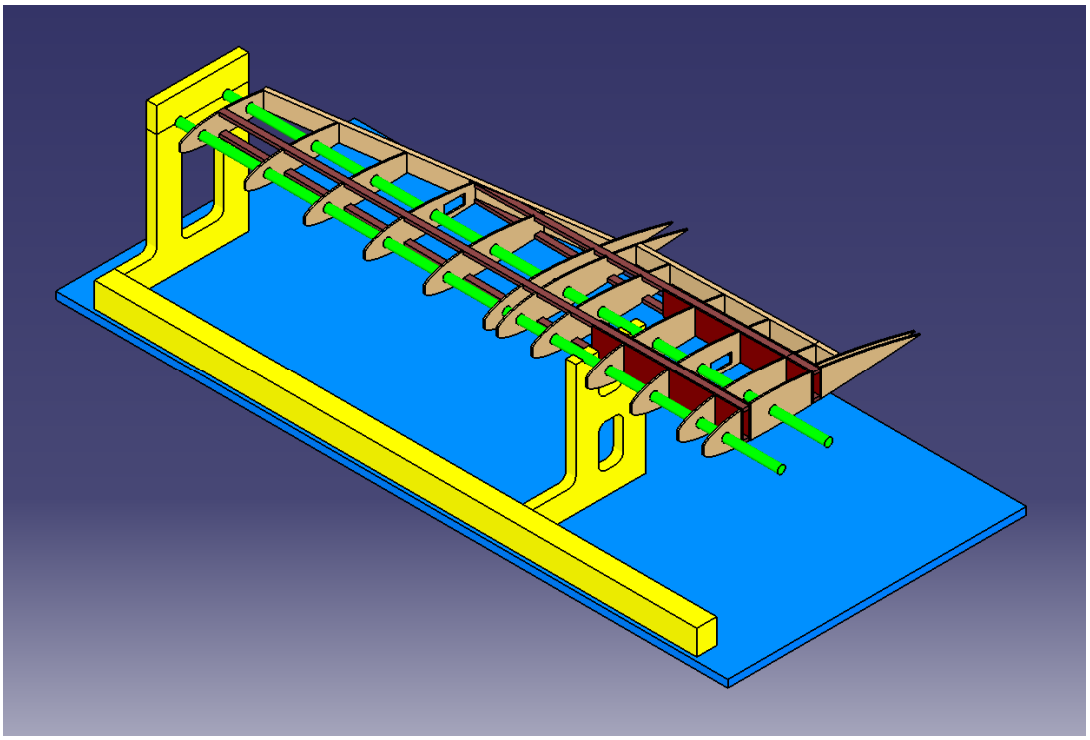


Fig. 9.2.14 - Colocación borde de salida de cogida del flap.

7. **Pegado de las almas del larguero.**

   En el CÉFIRO 01 las almas de un ala se cortaron por control numérico y en la otra se hicieron a mano, la decisión queda en manos de los constructores. IMPORTANTE: de cualquier modo la veta de la madera tiene que estar en dirección perpendicular al larguero, es decir cada veta debe conectar un larguerillo con otro.

   Una vez cortadas las piezas, disponerlas sobre la mesa y pensar detenidamente su disposición sobre el ala. Para el pegado es conveniente dar la vuelta al ala y así poder acceder bien a las uniones. Para ello liberar la presilla del soporte de tubos del utillaje en la punta del ala. Ahora todo el conjunto ala tubos es móvil.

   Suministrar pegamento cianocrilato lento en la zona central de los larguerillos donde irán encajadas. Introducirlas en el hueco. Repasar todas las uniones con pegamento cianocrilato rápido. El resultado se muestra en la figura 9.2.15.

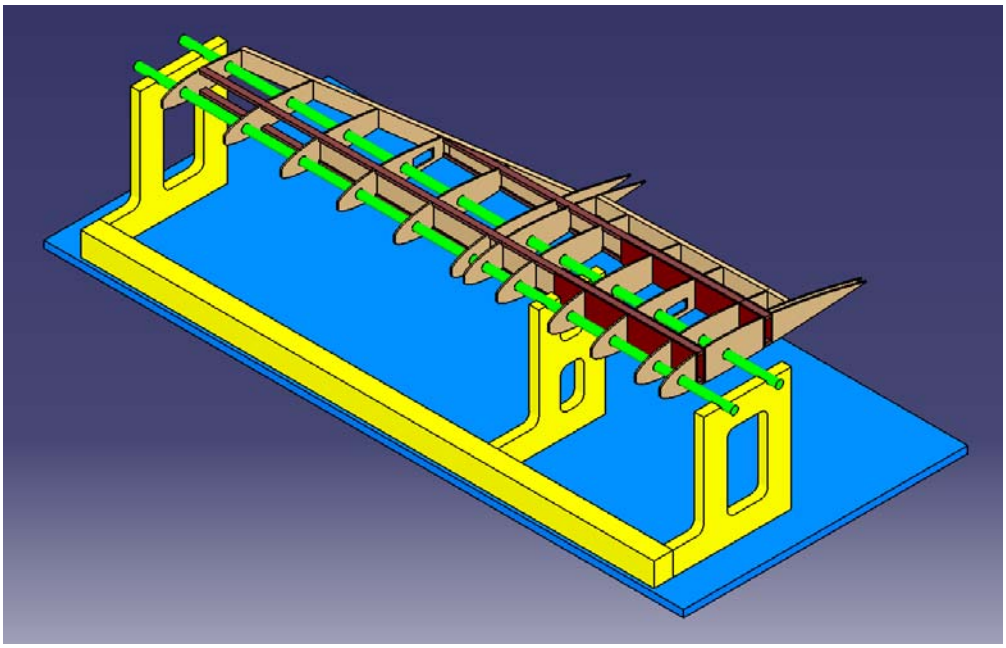


Fig. 9.2.15 - Colocación de almas.

8. Pegado del borde de ataque.

Hace falta un borde de ataque de 1054,6 mm de longitud, pero el borde de ataque comercial disponible es más corto. Lo mejor es cortar el extremo de dos bordes de ataque a 45 º y 135º respectivamente, y pegarlos entre sí. El borde de ataque resultante cortarlo a 1055 mm (1065 mm para dar un cierto sobrante). Una vez cortado, colocarlo sobre el ala y pegarlo empleando pegamento cianocrilato rápido. Se recomienda empezar por las uniones extremas y continuar con las centrales. El borde de ataque comercial no tiene la forma del NACA 2215 por lo que posteriormente (en las últimas fases de la construcción) habrá que lijarlo. El resultado se muestra en la figura 9.2.16.

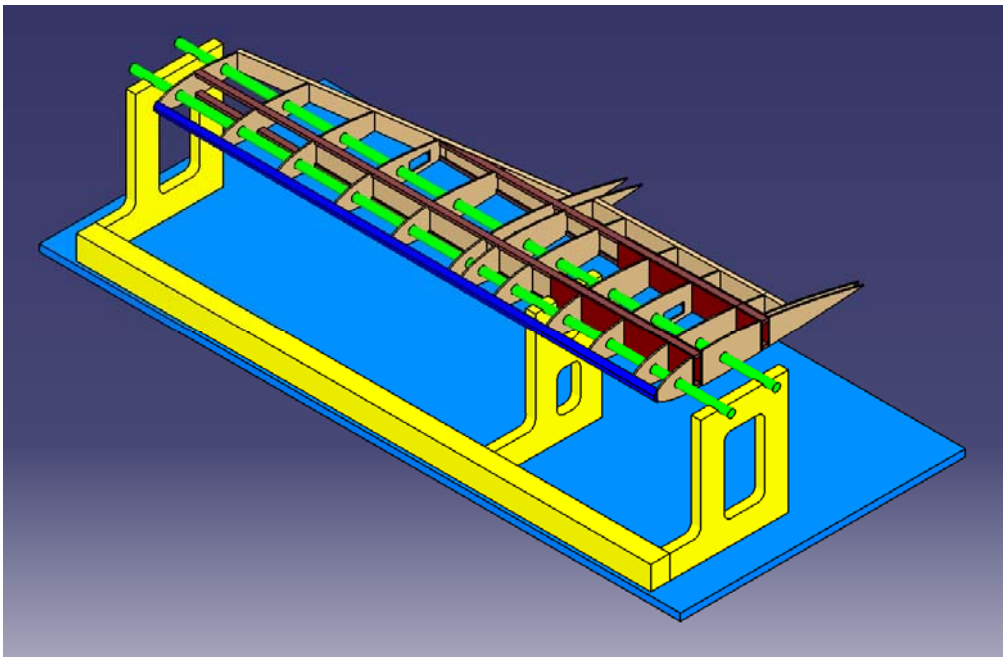


Fig. 9.2.16 - Colocación del borde de ataque.

En las siguientes imágenes se muestra un esqueleto de un extremo de ala terminado tras seguir los pasos de construcción descritos en este capítulo.

Fig. 9.2.17 - Utillaje con esqueleto de extremo de ala terminado. En esta fotografía se muestra como el utillaje del ala central también se puede emplear para construir un extremo de ala.

Fig. 9.2.18 - Esqueleto de los extremos alares terminados.

En este apartado de construcción del esqueleto también se va a incluir el pegado del intradós. Para ello, se pegan entre si un número suficiente de láminas de balsa de 1/8" como para cubrir todo el intradós al completo. Esta gran lámina se corta con la forma en planta del extremo alar de manera que superpuesta quede algo de sobrante. Se procede al pegado del intradós según el método 2 explicado en la página 110.

Una vez efectuado, se comprueba como ha quedado pegado el larguero delantero y trasero con el revestimiento. Posiblemente haya quedado un gran hueco entre ambos. Para solucionarlo se rellena el espacio existente con cianocrilato lento. No se trata de rellenar todo el hueco con cianocrilato, sino de realizar una serie de uniones puntuales que aseguren que no habrá desprendimiento del revestimiento y se mejore la transmisión de carga.

Otra posibilidad es pegar previamente una tira de larguerillo de balsa que rellene el hueco entre larguerillo y revestimiento, y emplear el método 3 explicado en la página 111 para el pegado del revestimiento.

Al tener la experiencia del CÉFIRO 01 y saber donde se situarán los servos, en este punto de la construcción se pueden realizar los huecos para acceso a los servos en el ala. En la siguiente imagen se muestra la ubicación y forma de los mismos.

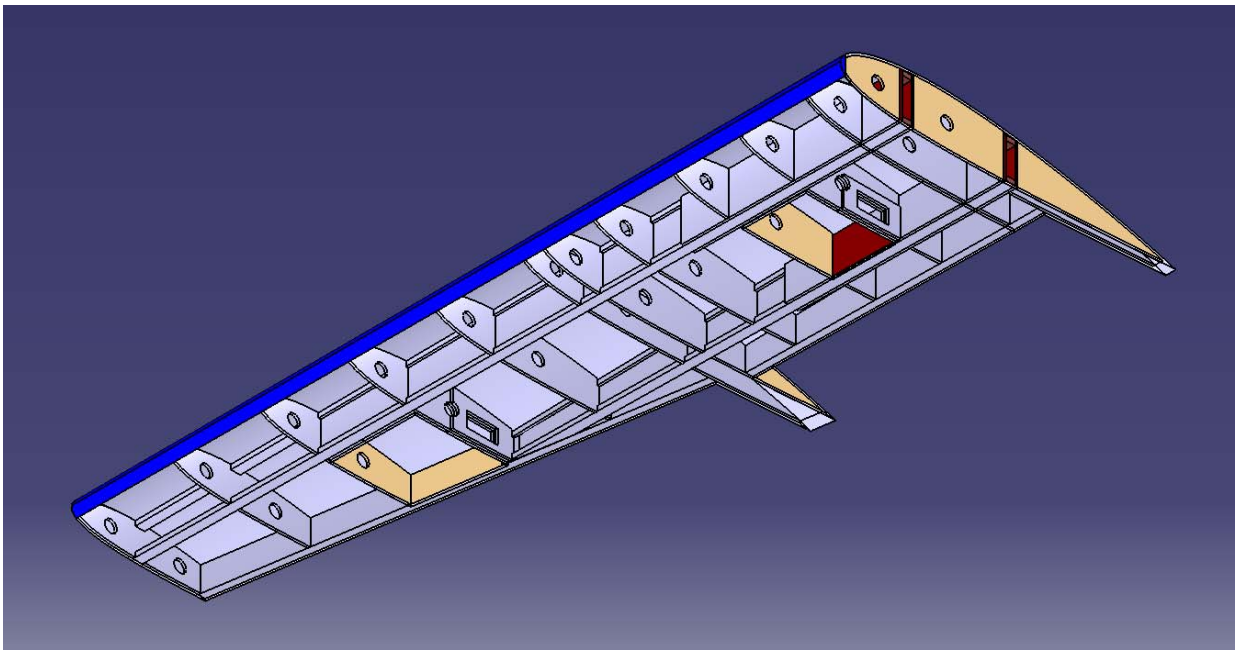


Fig. 9.2.19 - Ubicación y forma de los huecos de acceso a servo.

9.3 Construcción del esqueleto del morro

Para construir el morro y el fuselaje se ha diseñado un utillaje cuya función es mantenerlos suspendido en el aire para facilitar su fabricación (ver Fig. 9.3.1). El diseño de fuselaje y morro es "auto-referenciador" no requiere de las barras que se empleaban en el ala para determinar la orientación relativa de las costillas, sino que se vale de los propios componentes de la estructura para cumplir esta función. De esta manera, primero se colocan en el utillaje los largueros maestros y estos sirven para orientar correctamente las cuadernas, que a su vez orientan correctamente los larguerillos.

En el conjunto fuselaje se mantiene el uso de posicionadores para determinar la posición longitudinal de cada cuaderna. Gracias al diseño de su estructura y al uso de los utillajes comentados se puede construir un esqueleto de un morro o un fuselaje en 6 horas. Todo este utillaje ha sido diseñado y comprobado previamente en CATIA y su corte se ha realizado por control numérico asegurándose la precisión, calidad y viabilidad del morro.

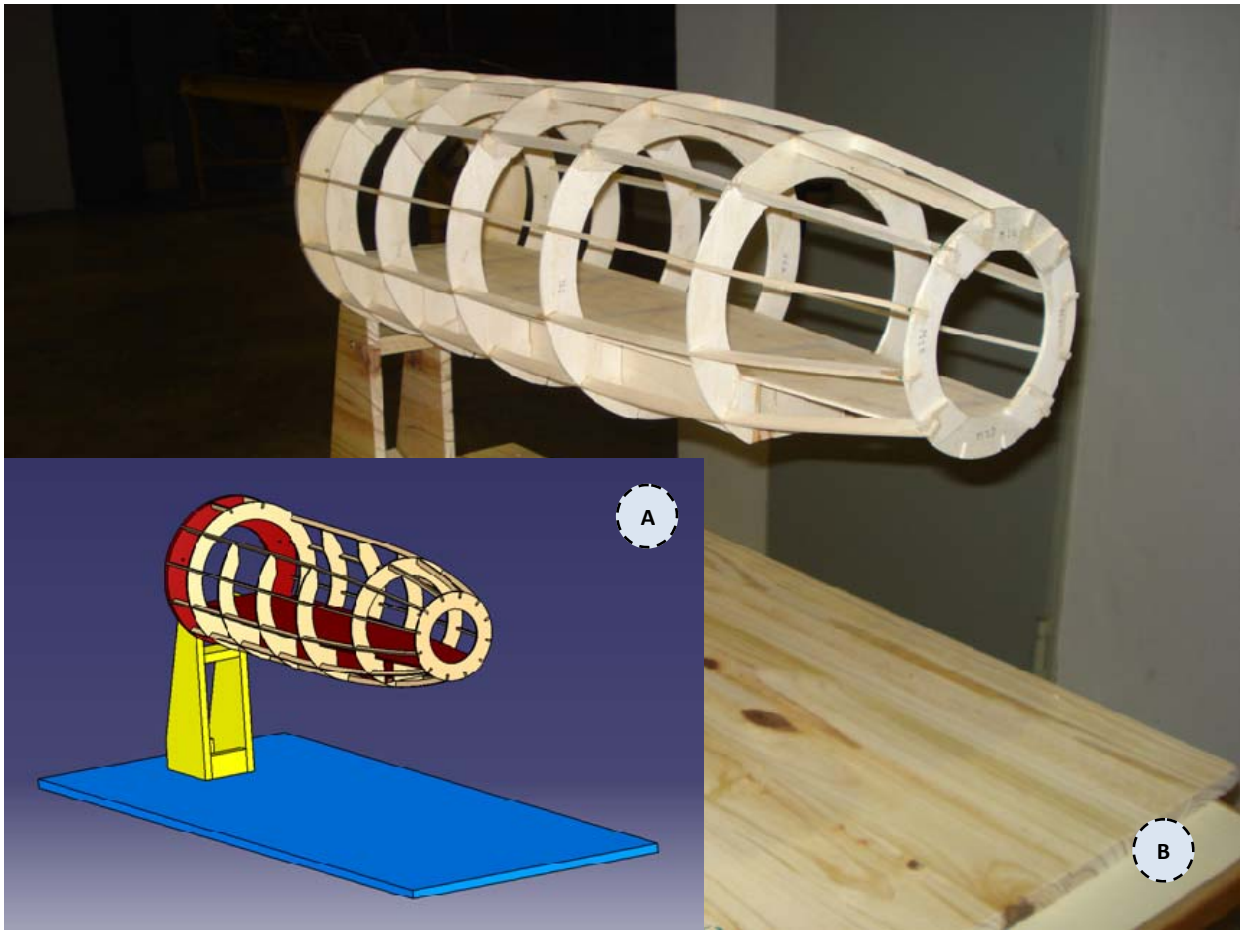


Fig. 9.3.1 - A) modelos de CATIA de morro y utillaje. B) esqueleto de morro recién terminado. El hueco de la compuerta integrado en la forma de las costillas, fue una modificación realizada en el modelo de CATIA mucho después de la construcción del esqueleto del morro. Esto se debe a que diseño inicial consistía en un revestimiento extraíble de fibra de vidrio y no el revestimiento fijo de balsa del diseño actual que requiere de una compuerta de acceso.

A continuación se describen detalladamente cada uno de los pasos para la construcción del esqueleto del morro. Para referirse a las cuadernas de balsa se ha empleado una numeración en la cual el 1 refiere a la cuaderna más próxima a la unión con el fuselaje.

1. **Ensamblado de cuadernas y largueros.**

   Ensamblar las costillas pegando las partes entre sí en el orden correcto. Reforzar las zonas comentadas en el capítulo 6.5 para evitar la aparición y propagación de grietas. Los refuerzos se deben de cortar con la veta en dirección perpendicular a la orientación preferente de aparición de grietas. De esta manera evitará su aparición y en caso de inicio de la misma evitará su propagación.

   Ensamblar los largueros maestros empleando epoxi (ver Fig. 9.3.2). Colocarlos en el utillaje introduciendo uno de sus extremos. Asegurarse que durante todo el proceso de montaje los dos largueros están introducidos la misma distancia, es decir que sus caras extremas son coincidentes. Para ello se puede realizar una marca en el utillaje indicando la posición que deben tener durante todo el montaje.

   También es recomendable construir y colocar durante todo el proceso de construcción, una pieza donde se puedan apoyar el extremo de los largueros maestros que queda en voladizo. De esta manera se garantiza la horizontalidad de toda la longitud del larguero y se garantiza además que ambos largueros están a la misma altura. Esto es importante porque en el CÉFIRO 01 no se preparo una pieza de este tipo y un larguero quedo más alto que otro, con lo cual el suelo acabó alabeado. En el fuselaje central si se adoptó esta medida y el suelo quedó perfectamente horizontal. IMPORTANTE: Por ello, aunque esta pieza no se emplease en el CÉFIRO 01 y por tanto no aparezca en las fotos, se presupone que los constructores de próximos Céfiro si la emplearán.

Fig. 9.3.2 - Pegado de los elementos de un larguero maestro empleando epoxi 5 minutos.

2. **Posicionado de las cuadernas y pegado de dos piezas intermedias.**

   Colocar de forma invertida la costilla del encastre y las cuatro primeras de balsa. Situar los cuatro posicionadores. Adicionalmente se pueden colocar, sin pegarlos, un par de larguerillos para que el conjunto de costillas actúe como un bloque sin movimientos relativos y sea más fácil su manipulación (ver Fig. 9.3.3A).

   Asegurarse de que la cara exterior (la que mira al fuselaje central) de la costilla del encastre se encuentre totalmente coincidente con los extremos de los largueros maestros. En esta posición todas las costillas deben estar perpendiculares a los largueros maestros. Si no es así, es posible que un larguero maestro este mas introducido en el utillaje que otro, corregirlo.

   Una vez hecha esta comprobación pegar con epoxi 5 minutos la pieza intermedia cuadrada de la costilla del encastre y de la 4ª costilla de balsa (ver Fig. 9.3.3B).

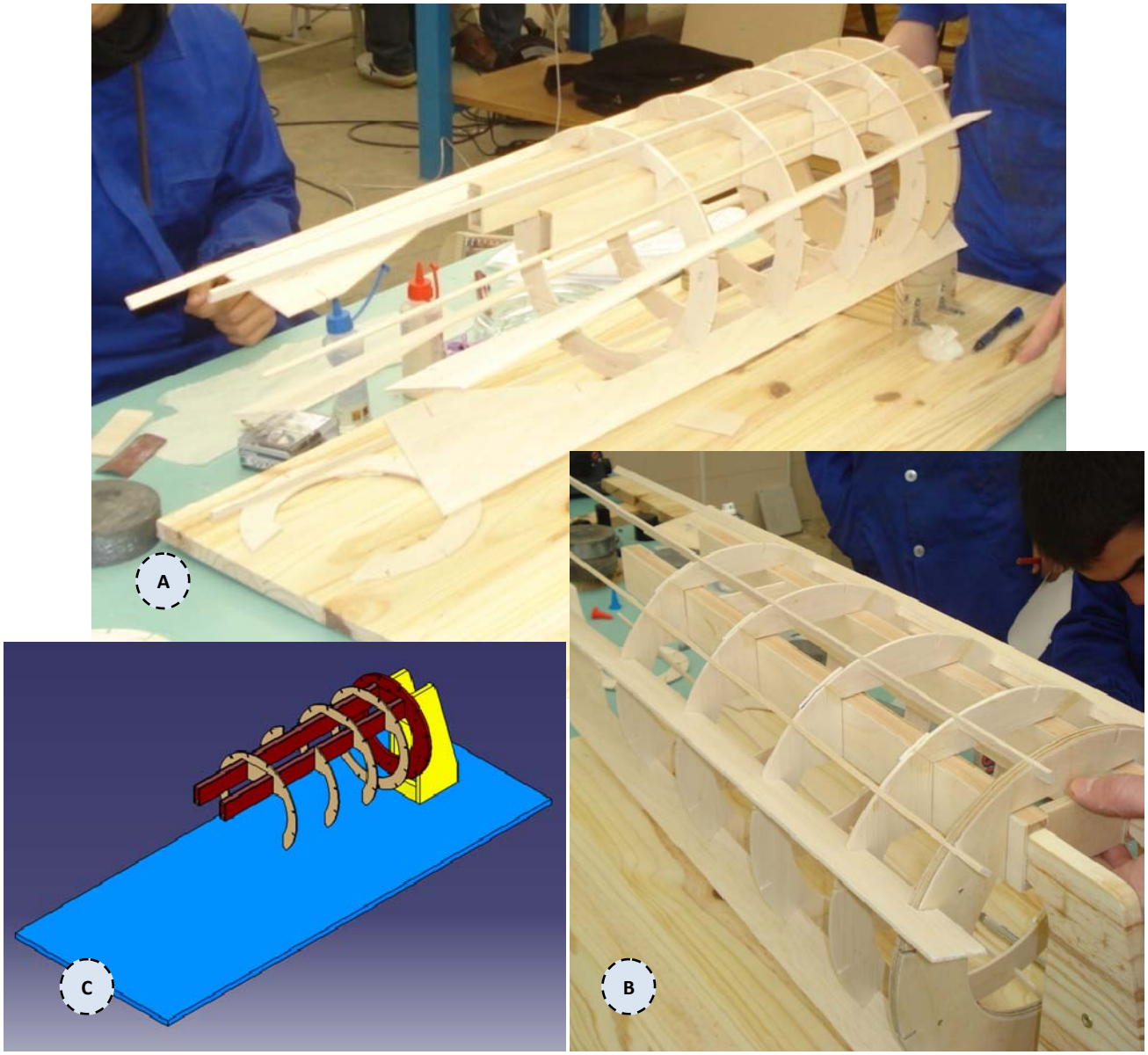


Fig. 9.3.3 - A) colocación de costillas con la ayuda de posicionadores y larguerillos. B) pegado con epoxi 5 minutos de las piezas intermedias de la costilla encastre y la 4ª costilla de balsa. C) simulación del proceso de construcción realizada en CATIA durante el proceso de diseño.

3. **Pegado de cuaderna de contrachapado y de balsa (de la 1 a la 4).**
   Pegado de las costillas colocadas anteriormente empleando epoxi 5 minutos. Para ello se recomienda asegurarse de que están bien posicionadas las costillas. Marcar sobre los largueros maestros las zonas donde están situadas las costillas. Arrastrar hacia la punta del morro el bloque de costillas. Preparar una mezcla de epoxi 5 minutos y extenderla sobre los largueros maestros en las zonas marcadas. Arrastrar de nuevos a la posición correcta el conjunto de costillas. Colocar pesos y esperar unos minutos hasta que el pegamento cure (ver Fig. 9.3.4).

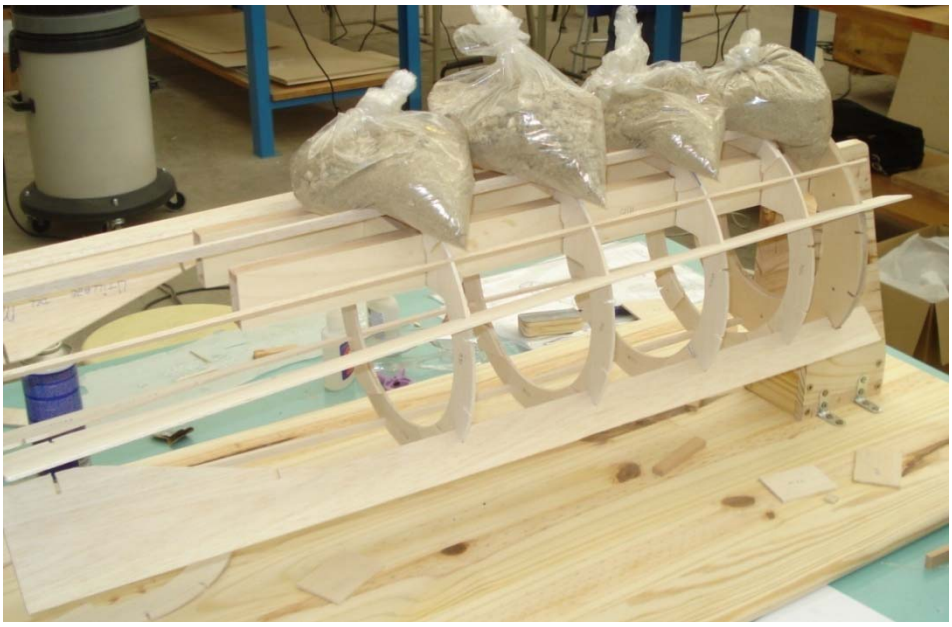


Fig. 9.3.4 - Pegado de las costillas.

4. **Pegado del resto de piezas intermedias.**
   Sacar el morro del utillaje y recolocarlo hacia arriba (ver Fig. 9.3.5). Preparar una mezcla de epoxi 5 minutos y extenderlo en las zonas donde irán situadas las piezas intermedias de las costillas. Colocarlas y esperar unos minutos hasta que el pegamento cure.

Fig. 9.3.5 - Cambio de la posición del morro en el utillaje para facilitar la colocación de las piezas intermedias y el suelo.

5. **Pegado del suelo.**
   Realizar una prueba de colocación de suelo, comprobar que quedará perfectamente horizontal y sin alabeo, sino es así tomar las medidas correctoras necesarias. Una vez que se tenga muy claro cómo va situado, preparar epoxi de 30 minutos (si hay 3 constructores emplear 5 minutos) y extenderlo a lo largo de todas las zonas que estarán en contacto con el suelo. Colocar el suelo en la posición correcta y disponer pesos sobre el mismo para asegurar el pegado (ver Fig. 9.3.6).

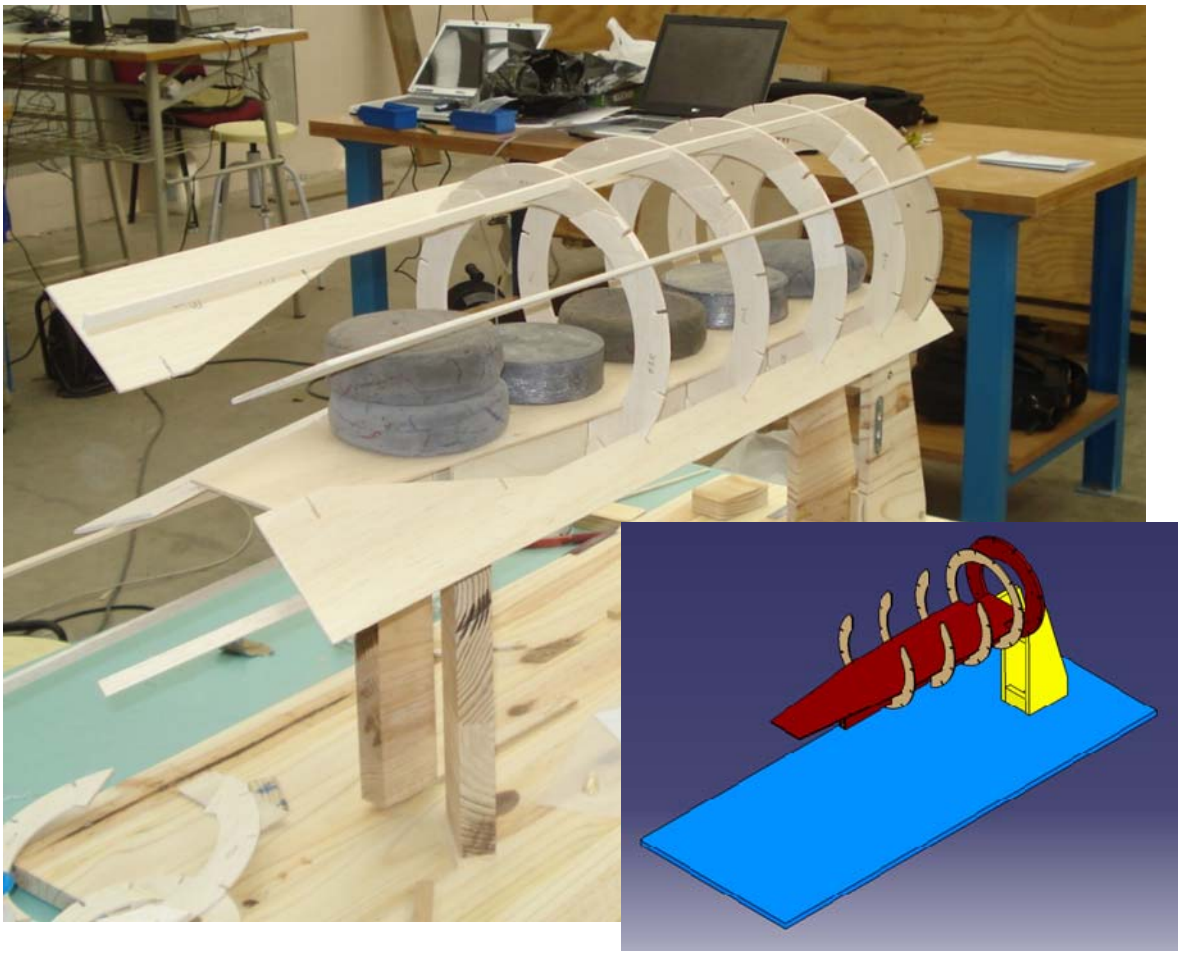


Fig. 9.3.6 - Pegado del suelo.

6. **Pegado de la 5ª costilla de balsa.**
   Pegar la 5ª costilla de balsa y su pieza intermedia asegurándose de su correcta verticalidad, coincidencia con el fin de los largueros maestros y perpendicularidad con los mismos.

7. **Pegado de los larguerillos hasta la cuaderna 4.**
   En este paso se colocarán y pegarán todos los larguerillos hasta la 4ª costilla de balsa, exceptuando los dos inferiores. Para ello repetir el proceso que a continuación se describe. Centrarse en un larguerillo, lijar todos los huecos involucrados hasta que encaje sin problemas. Suministrar pegamento cianocrilato medio en el hueco correspondiente a la cuaderna del encastre y colocar el larguerillo. Con el larguerillo correctamente situado y pegado a la cuaderna del encastre, dejar caer pegamento

cianocrilato rápido en las zonas donde cuadernas y larguerillos están en contacto (ver Fig. 9.3.7). Este proceso se realiza con los larguerillos colocados, no se debe sacar el larguerillo. Repetir este proceso hasta completar toda la corona de larguerillos (exceptuando los dos inferiores).

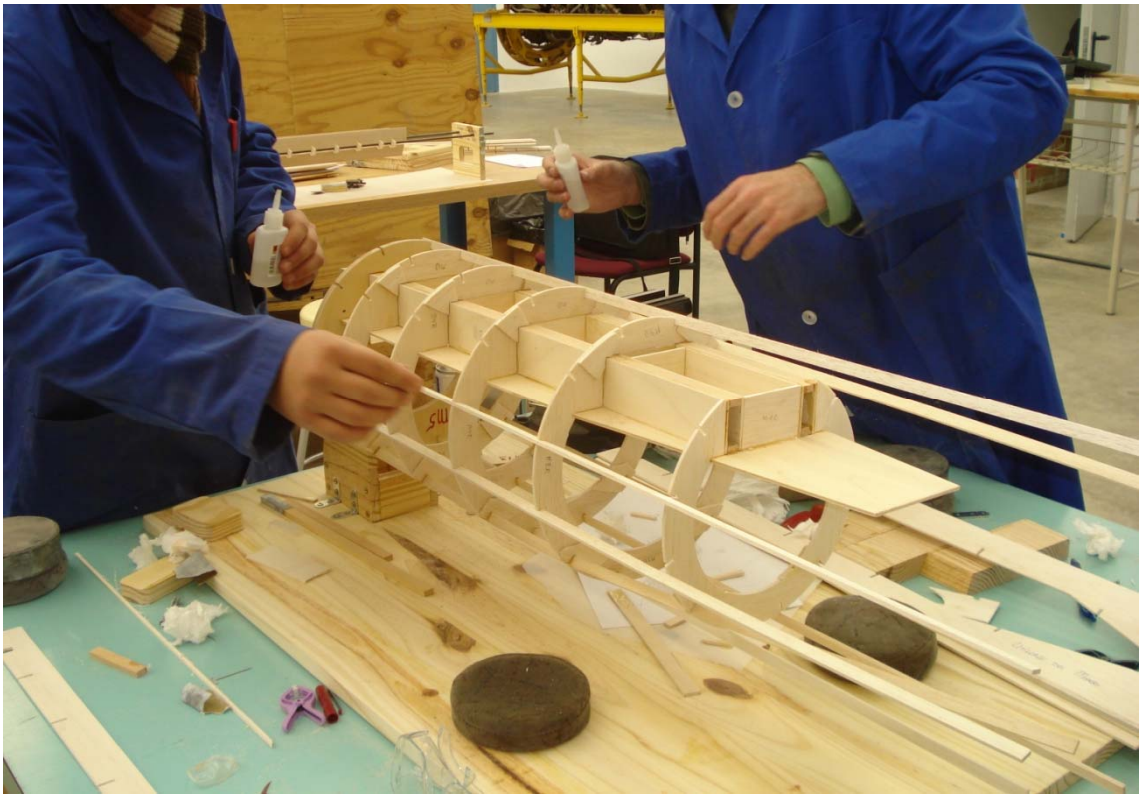


Fig. 9.3.7 - Pegado de los larguerillos.

8. **Pegado de larguerillos con cuaderna 5.**
   Empleando un pulverizador de agua, mojar los larguerillos en la zona comprendida entre la 4ª y 5ª costilla. Dar un poco de curvatura a los mismos en esta zona. Pegarlos a la 5ª costilla de balsa.

9. **Pegado de la costilla 6.**
   En la figura 9.3.8 se muestra como debe ir colocada la 6ª costilla de balsa. Probar su posicionado correcto, marcar la línea del suelo en la costilla para usarla como referencia. Mojar el tramo final de los larguerillos y darles algo de curvatura de manera manual. Comenzar pegando los 4 larguerillos diagonales. Modificar la posición de la costilla hasta que coincida la marca anteriormente realizada con el suelo. Aplicar pegamento cianocrilato en la unión suelo-costilla. Por la zona inferior del suelo se puede colocar un larguerillo cuadrado de refuerzo para reforzar esta unión suelo-costilla. El larguerillo de refuerzo se puede pegar empleando cianocrilato medio, aplicarlo primero sobre el larguerillo de balsa, colocarlo en su posición y esperar a que reaccione. Pegar el resto de larguerillos (ver Fig. 9.3.9). Cortar los sobrantes de los larguerillos.

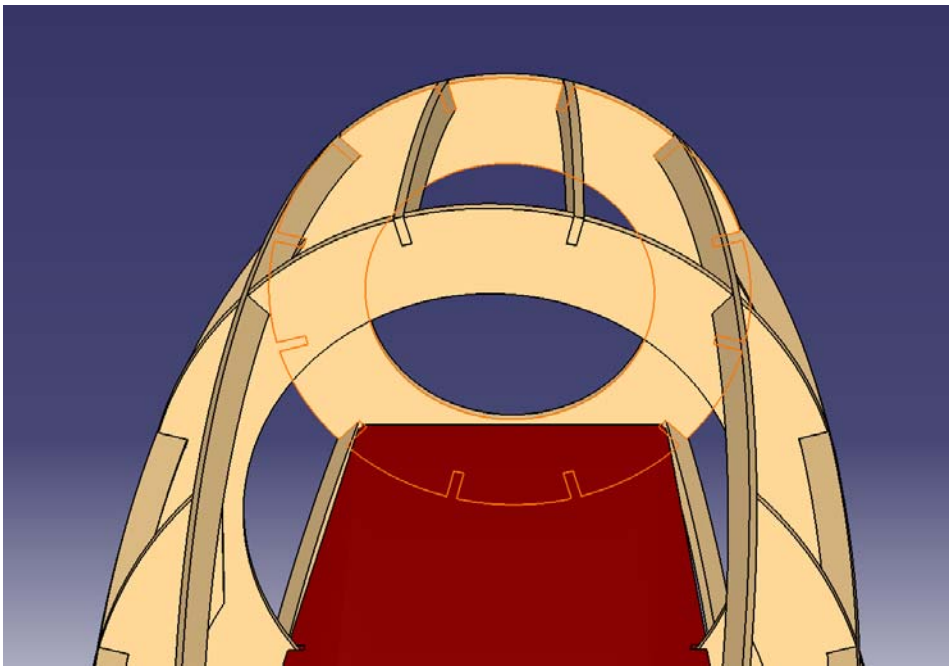


Fig. 9.3.8 - Posición correcta de la 6ª costilla.

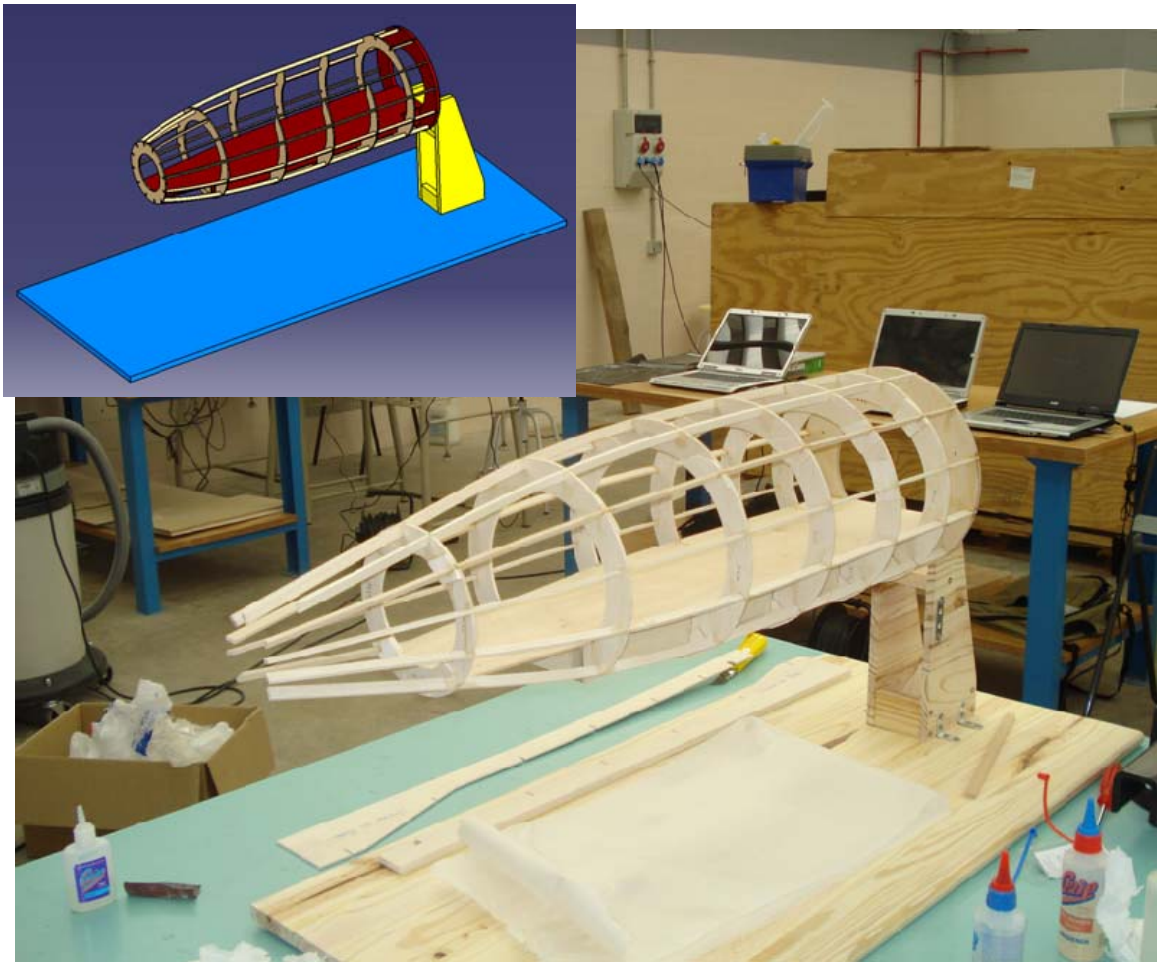


Fig. 9.3.9 - Colocación de la 6ª costilla de balsa

Con esto concluye la fabricación del esqueleto del morro. Posteriormente se explicará el revestido, la instalación del tren y la tornillería implicada en la unión morro-fuselaje. A continuación se muestran algunas imágenes del resultado final.

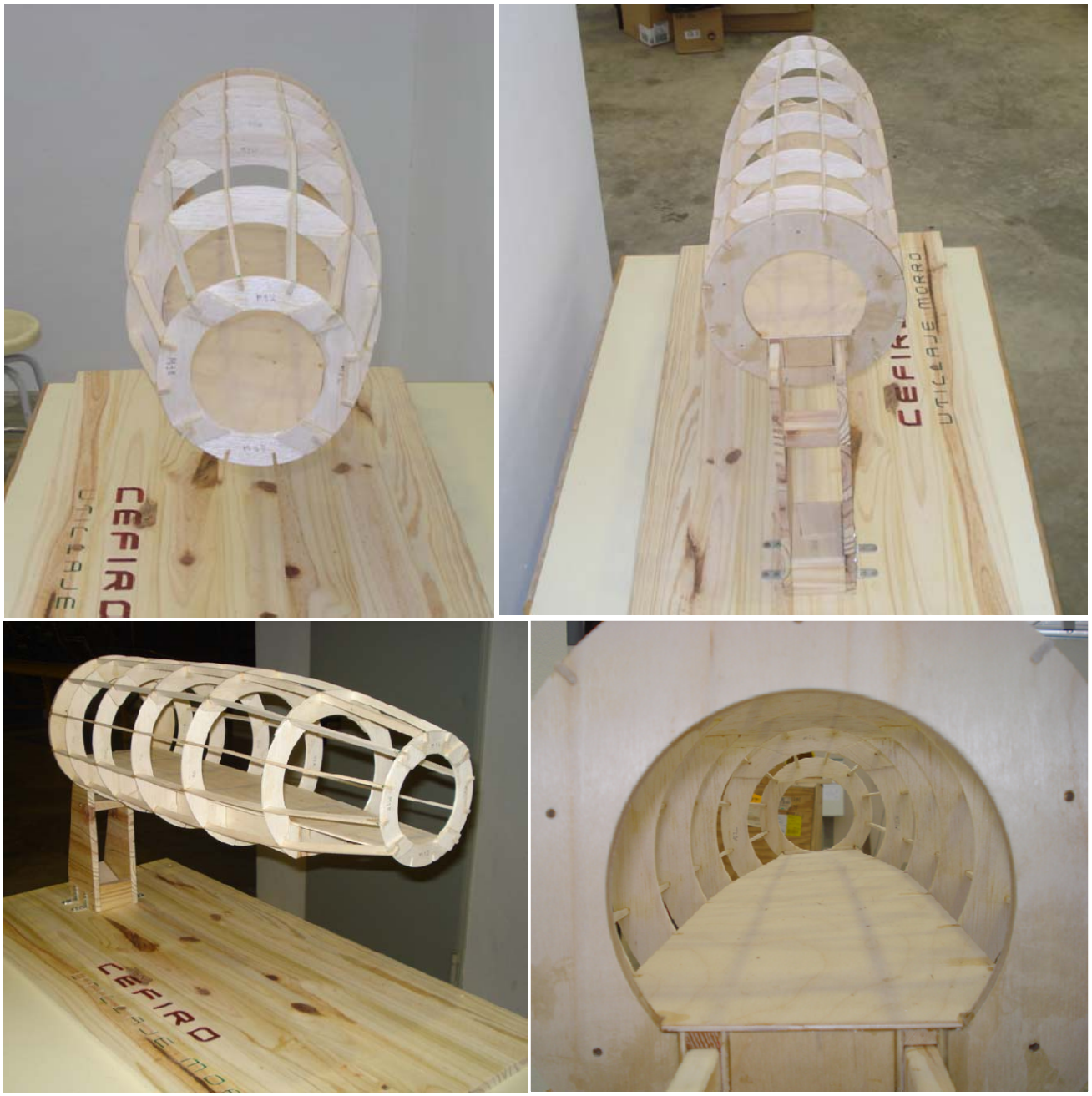


Fig. 9.3.10 - Esqueleto del morro concluido.

9.4 Construcción del esqueleto del fuselaje central

En el fuselaje se ha empleado el mismo utillaje que en el morro, cuya función es mantenerlo elevado para facilitar el proceso de construcción. Al igual que en el resto de partes de la aeronave, para establecer la distancia relativa entre cuadernas se han utilizado unos posicionadores.

El fuselaje central es una parte clave ya que recibe, resiste y transmite las solicitaciones de morro, ala y motor. Por tanto es fundamental asegurar que al final de la construcción del fuselaje central la unión con estos elementos se pueda realizar según lo establecido en el diseño.

Para conseguir que el núcleo de los largueros maestros coincida con el hueco interior de los largueros maestros del morro, la mayor parte de la fabricación del fuselaje central se realiza conectado al morro. De esta manera no hay forma de que los núcleos de unión se desvíen, ya que en todo momento permanecerán en la posición final deseada.

En cuanto a la unión fuselaje con el ala central, hay que asegurar que en la zona donde se unen las cuadernas de contrachapado del fuselaje tengan la misma separación relativa que los largueros del ala. Esto se consigue gracia a unas piezas separadoras que se emplean tanto para establecer la separación entre cuadernas del fuselaje en su construcción, como para la colocación de los largueros del ala central en su fabricación (ver Fig. 9.4.1). Como los largueros y cuadernas de unión han sido situados empleando el mismo útil, al finalizar, el ala central y el fuselaje encajarán de manera perfecta.

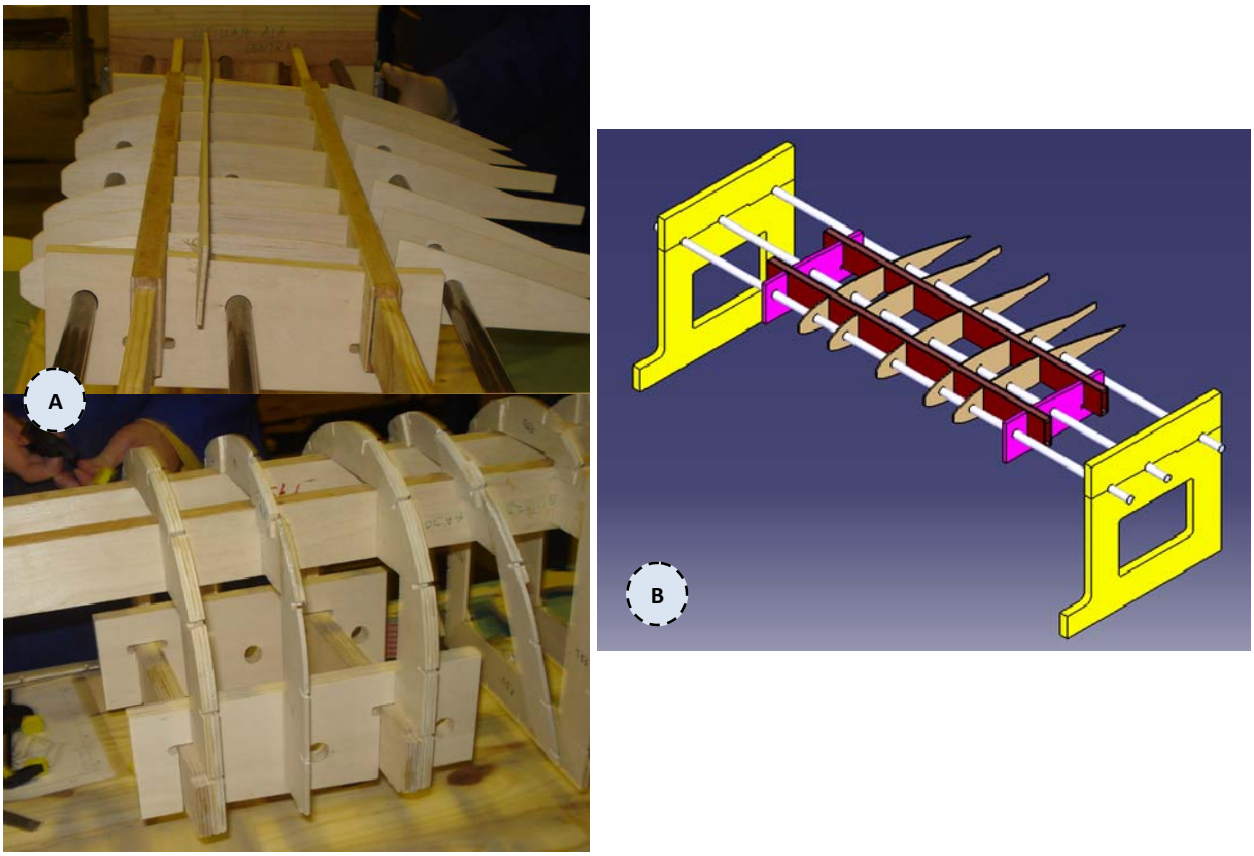


Fig. 9.4.1 - A) uso de separadores en la construcción de ala y fuselaje central. B) diseño en CATIA de dicha pieza.

A continuación se describen todos los pasos a seguir para construir el esqueleto del fuselaje central.

1. **Ensamblado de costillas y largueros**.

   Ensamblar las costillas y pegar refuerzos en las zonas proclives a la aparición de grietas. En las cuadernas semi-enteras se suelen dar grietas horizontales y verticales según se muestra en la figura 9.4.2. Luego en esta zona habrá que colocar refuerzos por las dos caras de la cuaderna. En una de las caras se coloca un refuerzo con la veta en dirección vertical para que contenga la posible grieta horizontal, y en la otra, un refuerzo con veta horizontal para evitar la propagación de la grieta vertical. En las cuadernas enteras habrá que colocar también refuerzos en las esquinas superiores con una orientación diagonal, de manera que refuercen la unión entre las partes de la misma. En la figura 9.4.2 se muestran todos los tipos de refuerzos que hay que instalar y las grietas más usuales.

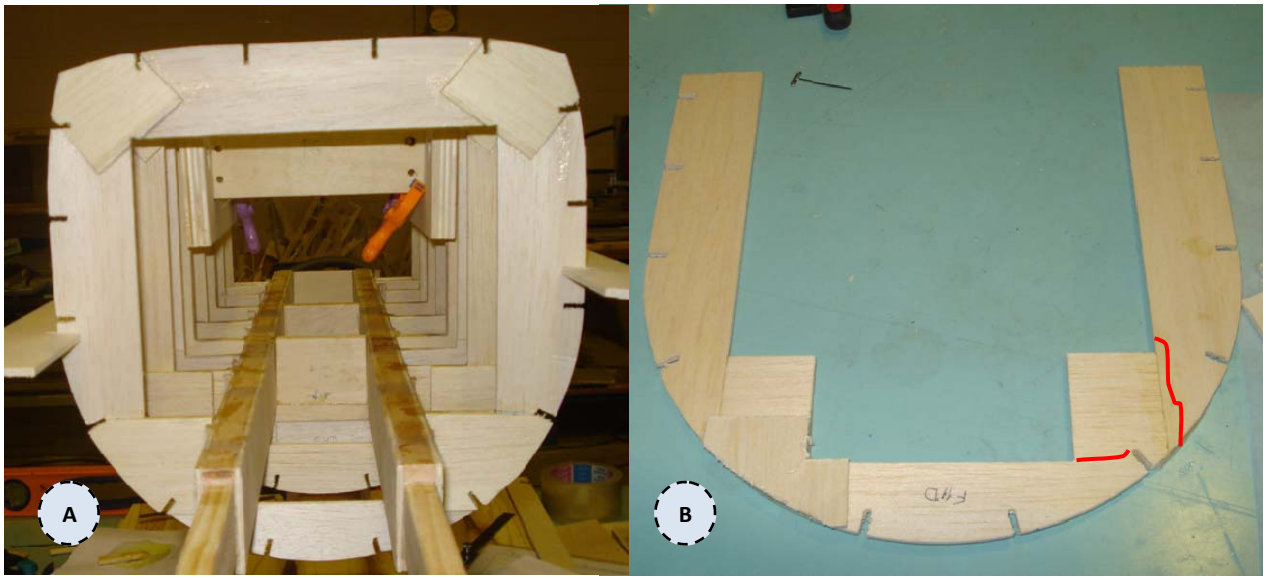


Fig. 9.4.2 - A) cuaderna entera con refuerzos diagonales en las esquinas superiores, y horizontales en las inferiores. B) grietas más usuales y refuerzo con veta vertical en la esquina inferior izquierda.

En el CÉFIRO 01 se ensamblaron primero las cuadernas de unión con el ala (marco + refuerzo) y después se realizaron por control numérico los taladros para los tornillos de fijación de las placas metálicas. Se hizo de esta manera por que en aquel momento no se tenía previsto cual sería el diámetro de los tornillos, ni su número y colocación. Después del CÉFIRO 01, estos aspectos del diseño ya están claros y se está en disposición de cortar tanto el marco como el refuerzo de cada una de estas cuadernas con los taladros de 5 mm ya incorporados, con el consiguiente ahorro de tiempo.

Comentado esto, se presupone que los taladros ya están incorporados en el refuerzo y el marco de la cuaderna de unión con el ala. Preparar una mezcla de epoxi 5 minutos y extenderla sobre la superficie del refuerzo. Colocar las piezas en contacto y alinearlas introduciendo algunos tornillos en los taladros. Inmediatamente colocar unas mordazas que presionen una pieza con la otra. Extraer los tornillos antes de que el epoxi cure. Limpiar los tornillos con acetona. Esperar a que el conjunto cure. Repetir la operación con la segunda cuaderna de unión.

A continuación disponer sobre la mesa de trabajo las piezas que componen uno de los largueros maestros: dos larguerillos de abeto cortados a la medida correcta, dos refuerzos de contrachapado y el núcleo de pino. Marcar sobre el núcleo una línea vertical a 180 mm de uno de los extremos, esta es la distancia que sobresaldrá el núcleo. Preparar una mezcla de epoxi 30 minutos. Extender una fina capa a lo largo de todas las superficies del núcleo que quedarán en el interior del larguero. Extenderla además en las dos caras de los larguerillos de abeto que quedarán en contacto con los refuerzos laterales de contrachapado. Es importante no pasarse en la cantidad de pegamento aplicada, ya que además de penalizar el peso, las partes no encajarán bien y rebosará pegamento por todo el contorno. Unir todas las piezas, presionarlas entre sí empleando mordazas y pesos, eliminar el pegamento que rebose (ver Fig. 9.4.3).

Fig. 9.4.3 - Ensamblado de un larguero maestro.

Colocar los largueros maestros en el utillaje. Asegurarse de que ambos largueros están introducidos la misma profundidad en el utillaje, siendo recomendable realizar una marca en el mismo que sirva como referencia durante toda la construcción.

2. **Pegado de: cuadernas de contrachapado de unión con el fuselaje y sus piezas intermedias, pieza intermedia del cortafuegos y cuadernas de balsa.**
   Introducir las costillas (exceptuando el cortafuegos y la cuaderna de cogida con el morro) en el orden adecuado.

   Cortar una tabla rectangular que sirva como apoyo a los largueros. Esta tabla tiene que tener buena precisión dimensional de forma que mantenga a los largueros maestros perfectamente horizontales y a la misma altura. Conectar el morro a los largueros

maestros del fuselaje central. Esto los mantendrá en su posición correcta durante todo el proceso de construcción (ver Fig. 9.4.4).

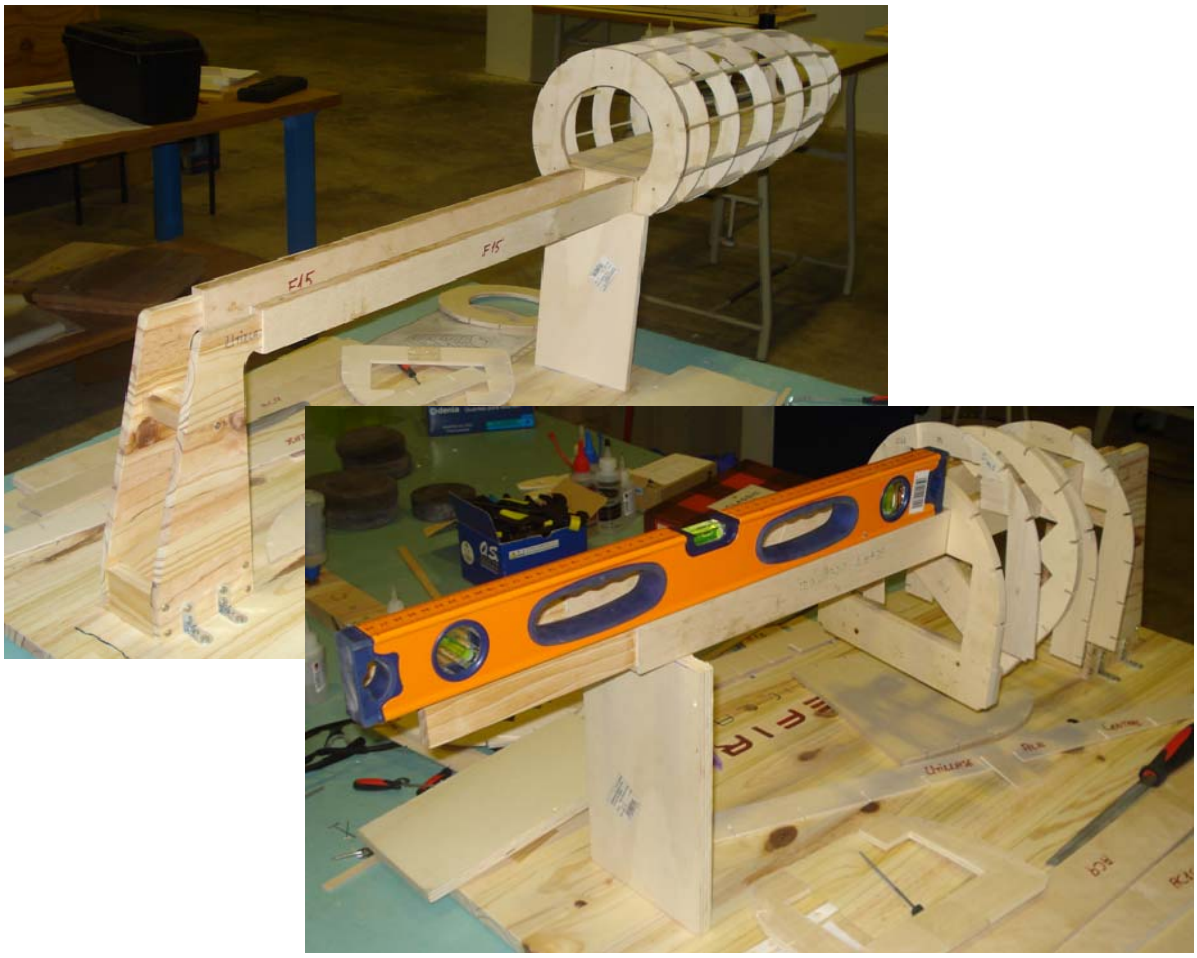


Fig. 9.4.4 - La tabla de apoyo de los largueros, permite mantenerlos horizontales y a la misma altura. Además ayuda a soportar el peso del morro cuando es ensamblado.

Orientar de forma invertida todas las cuadernas. Colocar los posicionadores, y los separadores de las cuadernas de unión con el ala (ver Fig. 9.4.5).

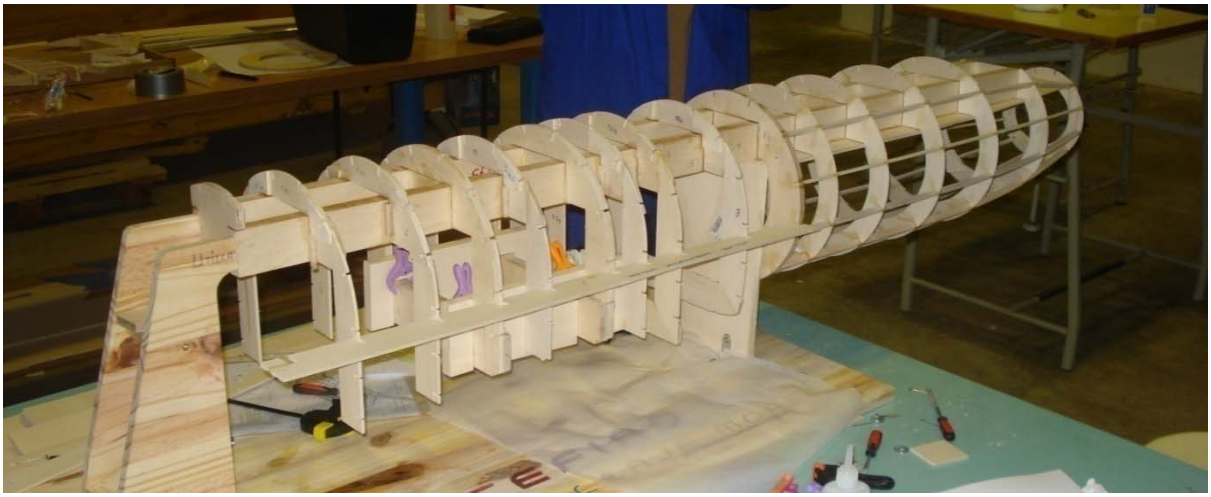


Fig. 9.4.5 - Los separadores aseguran que la distancia entre las dos cuadernas de unión con el ala en la zona de contacto con la misma, tendrán la misma separación que los largueros del ala. Los posicionadores establecen de manera general las posiciones de cada cuaderna.

Para el pegado de las cuadernas asegurarse primero que el bloque constituido por posicionadores y cuadernas está correctamente situado longitudinalmente en el larguero. Para ello el canto final de los posicionadores correspondiente a la zona del morro, debe estar en contacto con la cuaderna de contrachapado del morro. Para una mayor seguridad colocar provisionalmente el cortafuegos y asegurarse que la cara en la que irá situado el motor es coincidente con el final de los largueros maestros. Si todo es correcto, proceder al pegado de las cuadernas de unión con el ala mediante epoxi.

El pegado de las cuadernas de balsa se puede realizar de dos maneras. La primera es con epoxi, que proporciona una unión fuerte y algo más ligera que el otro método, pero es más lento y obliga a sostener las piezas correctamente mientras cura. Este tipo de unión ya se empleó en el morro (para más detalles consultar pegado de las costillas del morro). Básicamente consiste en marcar las zonas de pegado en el larguero, desplazar el bloque de cuadernas, extender en las zonas implicadas epoxi de 5 minutos y volver a desplazar las cuadernas a la posición inicial. El otro método consiste en compensar la falta de efectividad del cianocrilato pegando la madera de balsa con el contrachapado mediante el aumento de la superficie de pegado. Para ello, al canto de la cuaderna se le adhieren, empleando cianocrilato, un larguerillo cuadrado de balsa a cada lado. Esta cuaderna, con el canto aumentado, se puede pegar al contrachapado empleando cianocrilato rápido, y por tanto solo hay que sostener las piezas durante los escasos segundos que tarda en reaccionar el pegamento. El inconveniente de este método es el aumento de peso debido a los refuerzos y a la mayor cantidad de pegamento que hay que emplear. Otra posibilidad es combinar ambos métodos.

En el CÉFIRO 01 para las cuadernas de balsa se empleó el segundo método, pero perfectamente se puede emplear el primero. A continuación pegar las piezas intermedias del cortafuegos, y de las cuadernas de unión con el ala empleando epoxi.

3. **Pegado del resto de piezas intermedias y del suelo.**

Retirar el morro. Dar la vuelta al fuselaje. Pegar el resto de piezas intermedias de las cuadernas de balsa por cualquiera de los dos métodos explicados.

Probar si el suelo encaja de forma correcta. Cuando se tenga claro como se sitúa, preparar una mezcla de epoxi 30 o 5 minutos (según la habilidad de los constructores) y extenderlo a lo largo de todos los cantos implicados en la unión. Colocar gran cantidad de peso sobre el suelo y esperar a que cure (ver Fig. 9.4.6). Es conveniente reforzar las uniones de las cuadernas de contrachapado con suelo y largueros maestros mediante unos larguerillos de abeto pegados con epoxi.

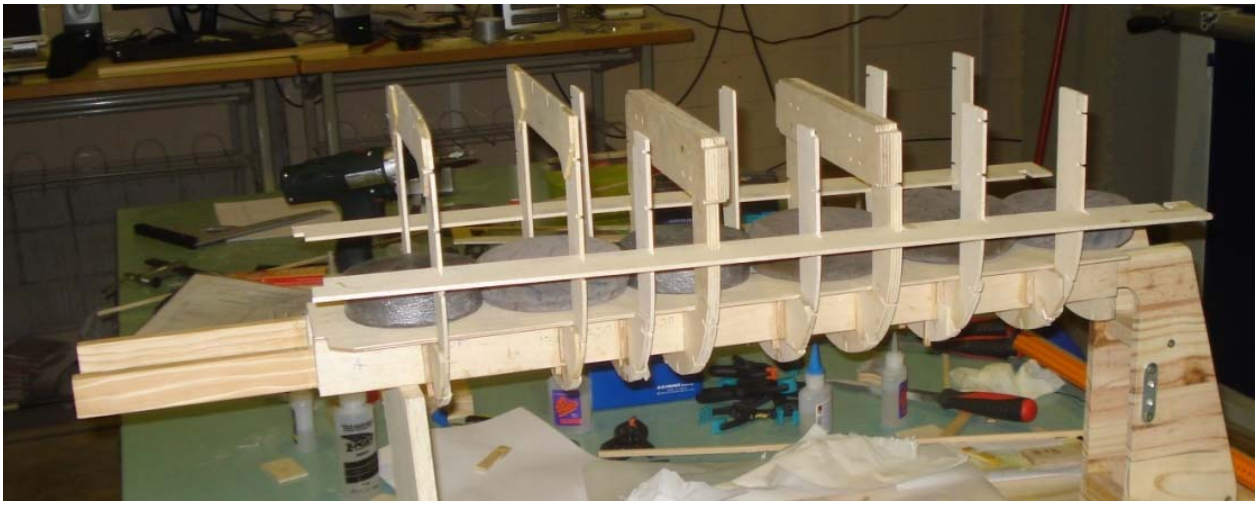


Fig. 9.4.6 - El suelo es un elemento importante, y se debe asegurar su correcto pegado. Por ello es conveniente colocar gran cantidad de peso y esperar el tiempo necesario hasta el curado del adhesivo

Fig. 9.4.7 - El uso del soporte de madera colocado al inicio para sostener los largueros, da como resultado un suelo perfectamente horizontal y sin alabeo.

4. **Pegado de las paredes laterales.**

   Introducir las dos paredes laterales. Colocar temporalmente el cortafuegos y la cuaderna de unión con el morro y comprobar que las paredes quedan en contacto con estos elementos tal y como se muestra en la figura 9.4.8. Marcar esa posición. Retirar las paredes. Preparar una mezcla de epoxi 5 minutos. Extenderla en la unión de las paredes con el suelo y las cuadernas de fijación con el ala. Colocar de nuevo las paredes laterales en la posición marcada. Suministrar pegamento cianocrilato rápido en las uniones con las cuadernas de balsa.

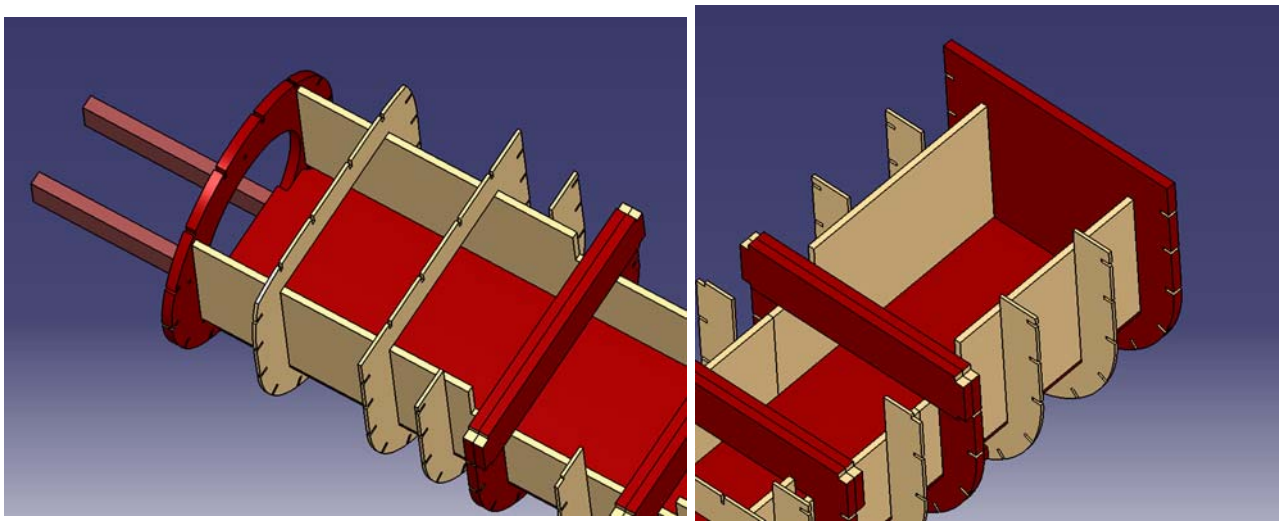


Fig. 9.4.8 - Disposición de las paredes laterales.

5. **Pegado del cortafuegos y de la cuaderna de unión con el morro.**
   Extender epoxi por todas las zonas de unión entre la cuaderna de fijación al morro y el resto del fuselaje central. Colocar la cuaderna y esperar el curado del adhesivo. Repetir esta acción con el cortafuegos. Es conveniente reforzar las uniones del cortafuegos con el suelo y paredes mediante unos larguerillos de abeto pegados con epoxi en los rincones de las uniones. El resultado se muestra en la figura 9.4.9.

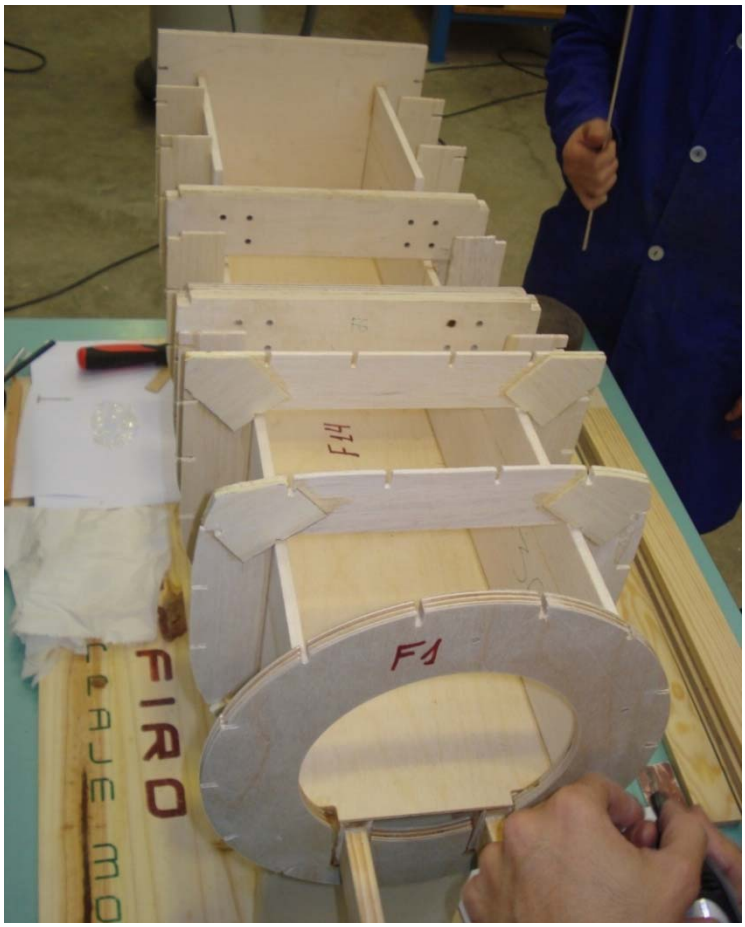


Fig. 9.4.9 - Paredes laterales, cuaderna de unión con morro y cortafuegos instalados.

6. **Pegado de los larguerillos.**

Lijar los huecos de los larguerillos para que entren sin ser forzados (ver Fig. 9.4.10). Para su pegado, emplear el método explicado en el morro (punto 7 de la página 132). Dejar los 4 larguerillos inferiores sin colocar.

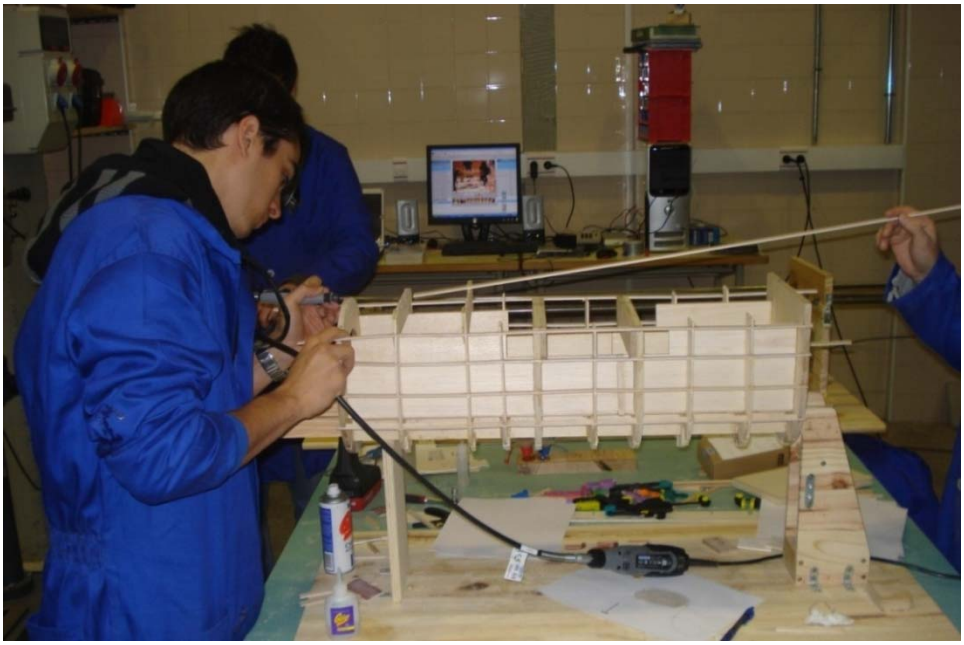


Fig. 9.4.10 - Proceso de lijado de los huecos de los larguerillos y colocación de los mismos.

Con este paso concluye la construcción del fuselaje central. En la figura 9.4.11 se muestra el esqueleto del conjunto fuselaje finalizado.

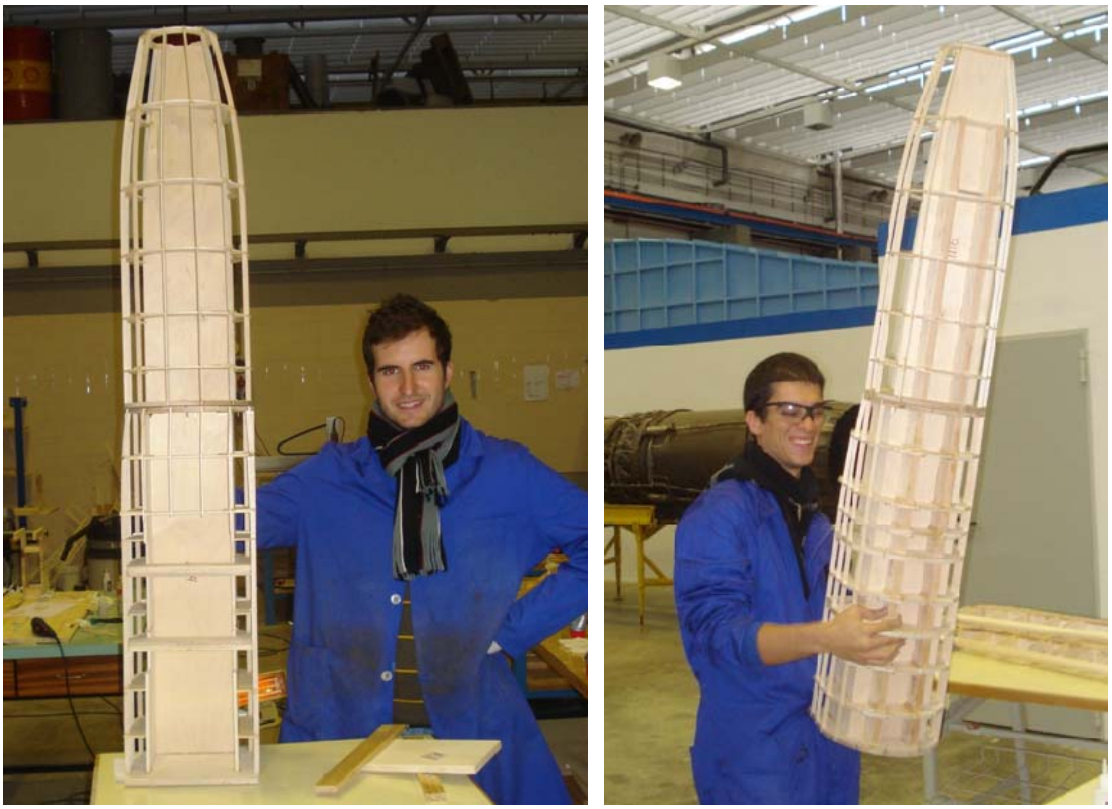


Fig. 9.4.11 - Esqueleto del conjunto fuselaje terminado.

9.5 Construcción del esqueleto del ala central

En la construcción del ala central se emplea un utillaje muy similar al empleado en los extremos alares. En este caso, dado que todas las costillas se dividen en tres partes, se hace necesaria la introducción de una tercera barra y el utillaje queda constituido por las 3 barras de 16 mm de diámetro exterior y los dos soportes (ver Fig. 9.5.1B).

En la fabricación del ala central hay que asegurar que la posición de los largueros coincida con la posición de las cuadernas de agarre del ala en el fuselaje. Para ello se usan los mismos separadores empleados en la construcción del fuselaje central. Con el uso del mismo separador en las cuadernas de unión y los largueros, se asegura una perfecta coordinación. Los separadores presentan dos taladros que permiten su colocación en las dos barras delanteras del utillaje (ver Fig. 9.5.1C).

Todas las costillas del ala central se dividen en 3 partes, en cada una de las cuales hay un taladro para su colocación en las barras del utillaje. Para determinar la posición relativa de cada costilla se emplean unos posicionadores. Como se ha explicado en otros capítulos, estos posicionadores son tiras de balsa en las cuales hay realizadas unos cortes laterales en los que encajan las piezas implicadas de manera que quedan perfectamente determinadas sus posiciones relativas (Fig. 9.5.1A). En el caso del ala central, hay que emplear 3 posicionadores, uno para cada parte de la costilla.

Todo este utillaje ha sido diseñado y comprobado previamente en CATIA y su corte se ha realizado por control numérico, asegurándose la precisión, calidad y viabilidad de la construcción del ala central.

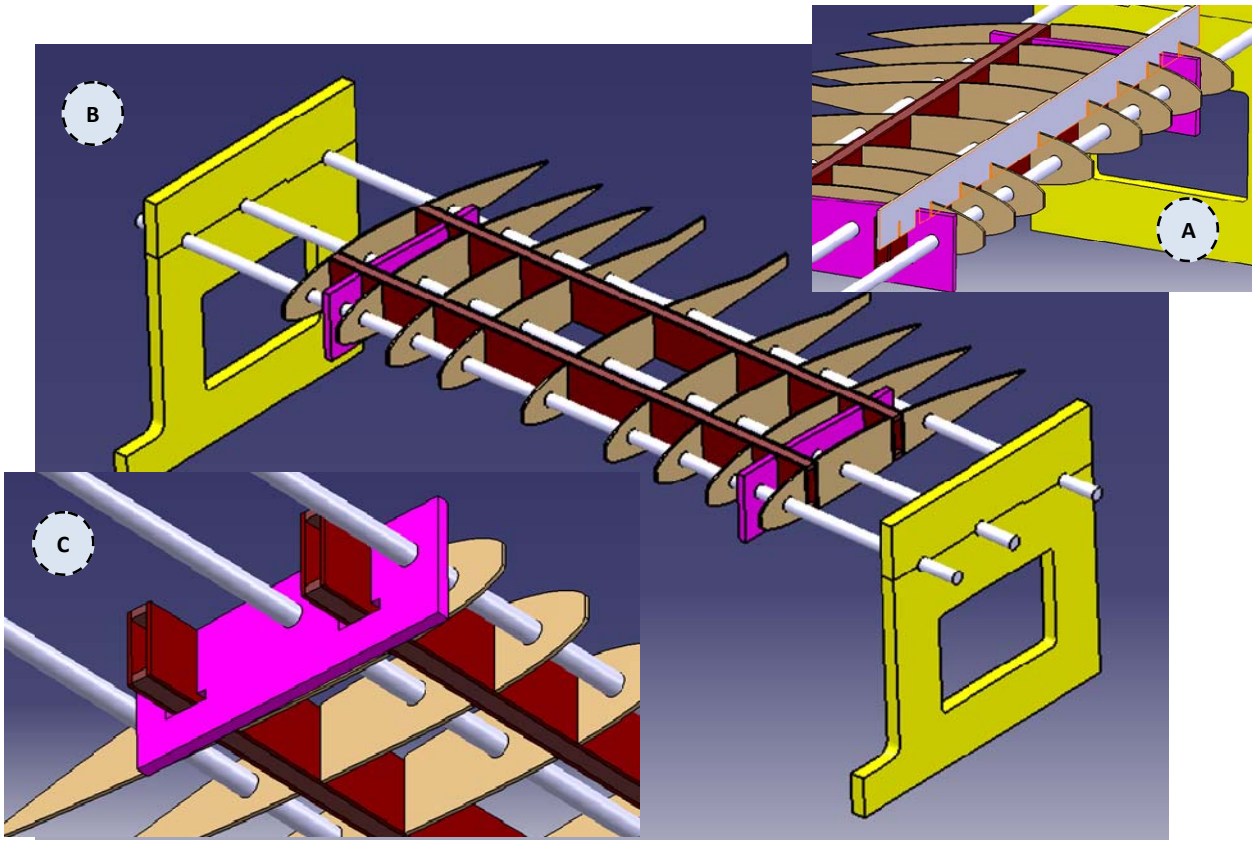


Fig. 9.5.1 - Imágenes del utillaje diseñado en CATIA. A) utillaje posicionador. B) imagen general del utillaje. C) utillaje separador.

A continuación se describen detalladamente los pasos para la construcción del ala central:

1. **Ensamblado de los largueros.**
   En este paso se supone que los agujeros para las placas de unión con el fuselaje y para la cogida del tail-boom ya están taladrados. En el CÉFIRO 01 los taladros se realizaron con el larguero ya ensamblado. Con la experiencia adquirida se conoce el número de agujeros, su posición y el diámetro de los mismos, y por tanto se pueden realizar los taladros por control numérico durante el proceso de corte.

   Primeramente, cortar 4 larguerillos de abeto con una longitud de 703 mm. Pensar detenidamente en que partes del núcleo de pino y de los larguerillos hay que colocar adhesivo para ensamblar de manera correcta el larguero. Preparar una mezcla de epoxi 30 minutos y extenderlo por dichas zonas. Unir todas las piezas y coordinarlas introduciendo tornillos en los agujeros de unión con fuselaje y cogida. Colocar mordazas y pinzas. Una vez colocadas las mordazas la integridad del larguero está asegurada y se pueden retirar los tornillos. Antes de que el pegamento cure, limpiar todos los sobrantes de epoxi.

2. **Posicionado de costillas y largueros.**
   Introducir todas las partes de las costillas exceptuando la primera costilla y la última. Introducir los utillajes separadores. Colocar los largueros en los huecos de los separadores (ver Fig. 9.5.2). IMPORTANTE: Colocar los largueros de tal manera que uno de los extremos de los núcleos de pino toque con uno de los soportes del utillaje. De esta forma se asegura que la posición relativa de los dos largueros es la correcta. Situar correctamente todas las costillas con la ayuda de los posicionadores. Ajustarlos para que la costilla central coincida con el punto medio de los largueros.

Fig. 9.5.2 - Posicionado de costillas y largueros.

3. Pegar las costillas posicionadas en el paso anterior empleando cualquiera de los dos métodos comentados en la página 122. En el caso del CÉFIRO 01 se pegaron empleando cianocrilato y refuerzos de balsa (ver Fig. 9.5.3). Una vez pegadas estas costillas, extraer los separadores, introducir la primera y última costillas y pegarlas de forma que coincidan con el final del refuerzo de contrachapado.

Fig. 9.5.3 - Pegado de las costillas

Con este paso concluye la construcción del esqueleto del ala central. En la figura 9.5.4 se muestra el resultado final.

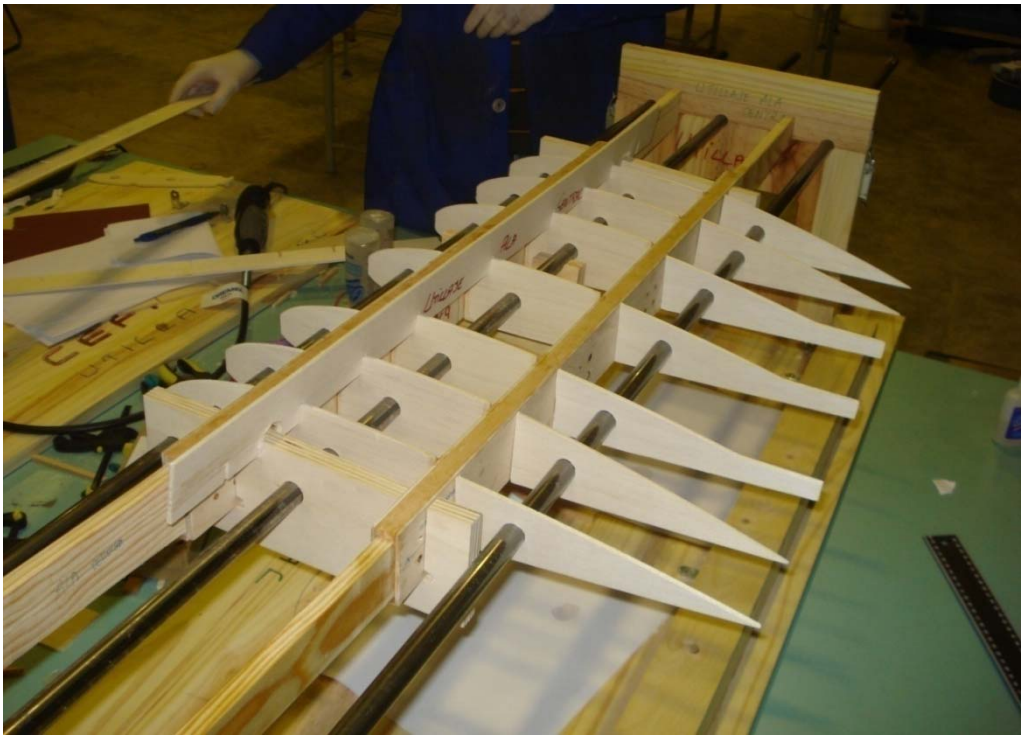


Fig. 9.5.4 - Esqueleto del ala central terminado.

9.6 Construcción de flaps y alerones.

Todas las superficies de control se construyen sobre plano. Los planos en formato .dxf y .pdf se encuentran en el directorio “Utillajes” del modelo de CATIA. Cada flap y alerón está constituido por costillas, borde de ataque triangular de 1” x 1”, y revestimiento. IMPORTANTE: En este paso se ensambla todo excepto la cara superior del revestimiento.

A continuación se muestran una serie de particularidades y precauciones que hay que tener en cuenta a la hora de construir el flap y el alerón.

Alerón

El perfil alar tiene curvatura, y el ala tiene estrechamiento. Luego, las costillas del alerón son todas diferentes y presentan curvatura. Hay que colocarlas en el orden y orientación adecuados.

Flap

Es la superficie de control más compleja, al igual que el alerón, todas las costillas son diferentes y presentan curvatura. Por tanto, hay que colocarlas en el orden y orientación adecuados. En el flap hay una dificultad añadida. El borde de ataque comercial de 1” x 1” no tiene suficiente altura como para cubrir todo el canto del flap, con lo cual, hay que añadir una lámina de balsa y lijar hasta conseguir un triángulo que cubra todo la altura del mismo. Además el borde de ataque debe estar colocado respecto a las costillas de una manera determinada. Todo esto se ha tenido en cuenta en el modelo de CATIA, por tanto se recomienda su consulta antes de construir los flaps.

9.7 Conjunto de fotos del Céfiro ensamblado Nº1

A continuación se muestran algunas fotos de Céfiro en este punto de la construcción.

Fig. 9.7.1

Fig. 9.7.2

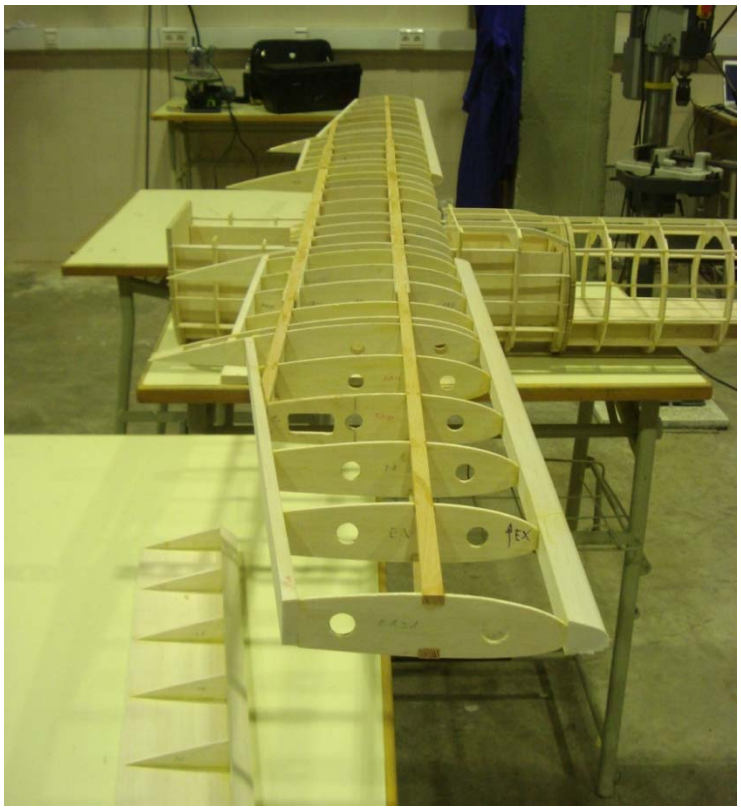


Fig. 9.7.3

Fig. 9.7.4

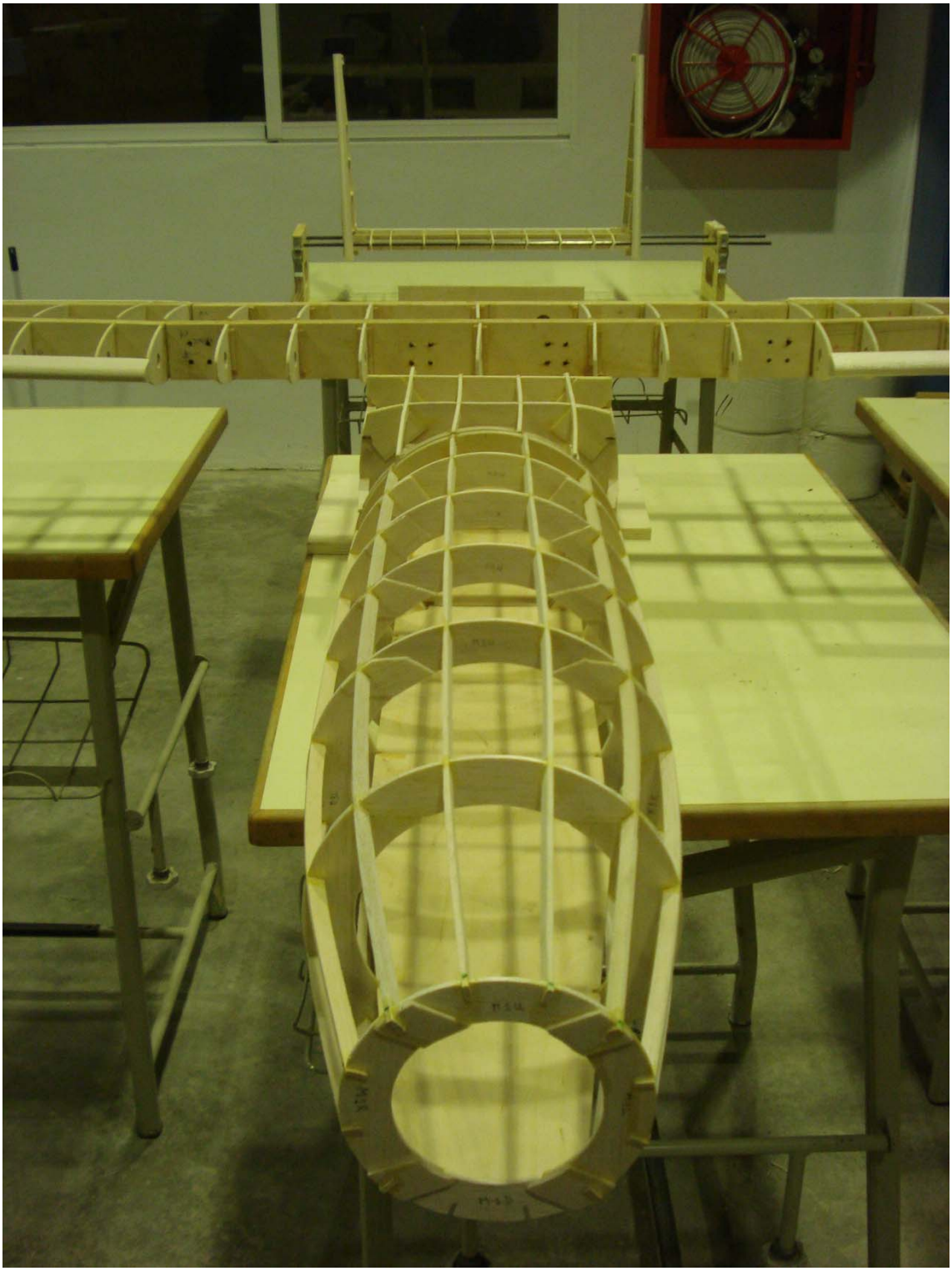


Fig. 9.7.5

9.8 Revestido del intradós de los extremos alares, fuselaje central y morro.

Para el pegado del intradós de los extremos alares se emplea el método de revestido número 2, para el morro y fuselaje central el método 1. Ambos métodos están explicados en la página 110. Tras el pegado del intradós del ala es conveniente abrir el hueco de acceso a los servos de flaps y alerones.

La clave para conseguir un buen acabado en fuselaje y morro es ir pegando láminas de pequeño tamaño e ir corrigiendo al mismo tiempo las transiciones entre una lámina y la otra mediante relleno con balsa y lijado. Es importante no cubrir la parte inferior de todo el conjunto fuselaje para permitir la instalación posterior del tren de aterrizaje. A continuación se muestran algunas fotos del proceso de pegado.

Fig. 9.8.1 - Al humedecerla, la madera es más flexible y puede adquirir mayor curvatura. Al secarse, mantiene la forma curva que adquirió cuando se pego al fuselaje.

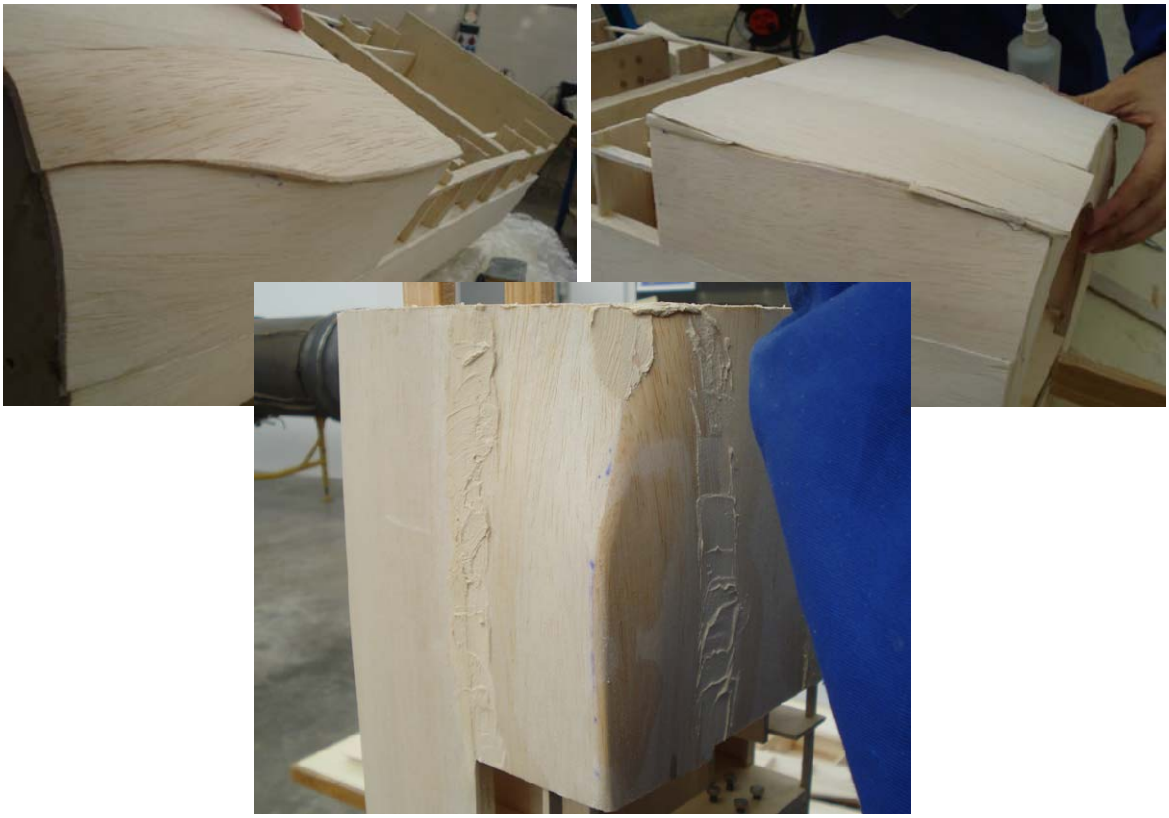


Fig. 9.8.2 - Para conseguir la transición entre la superficie vertical y la horizontal, pegar las láminas de balsa de manera que se superpongan, se rellenan los huecos y lijar hasta conseguir la forma deseada.

Fig. 9.8.3 - Los resultados obtenidos en el morro del CÉFIRO 01 empleando la madera de balsa como revestimiento fueron muy buenos.

9.9 Instalación de las placas de unión entre ala y fuselaje central

En el CÉFIRO 01 estas placas se fabricaron de manera artesanal, realizando el corte y taladro de las mismas manualmente. En la última actualización del modelo de CATIA de la aeronave se incluyeron los taladros en las placas, cuadernas y largueros implicados en la unión y por tanto solo hay que cortarlas por control numérico e instalarlas en la aeronave. Es posible que la coincidencia entre los taladros no sea perfecta. En tal caso, agrandar en la placa metálica los taladros implicados con una broca de 6 mm. Con esta medida se gana la holgura suficiente para conseguir el ajuste, sin renunciar a la seguridad de la unión, ya que la cogida es por presión del conjunto tornillo, arandela y tuerca contra las placas, cuadernas y largueros y no por transmisión directa de un cortante al tornillo.

Recordar que en apartado de mejoras del conjunto fuselaje se recomendó emplear aluminio 7075 T6 de 1 mm o 0,8 mm de espesor en lugar del acero galvanizado de 1 mm empleado en el CÉFIRO 01.

9.10 Conformado del cono de morro

En el CÉFIRO 01 el cono de morro se fabrico de manera totalmente artesanal. Para ello se toman bloques de balsa, se pegan para obtener un bloque de mayor tamaño y se dibuja la silueta de una parábola en dos caras del mismo. El resto del proceso es un lijado hasta obtener la forma deseada (ver Fig. 9.10.1). Posteriormente, cuando se tiene la forma exterior, eliminar balsa en el interior para ahorrar peso.

Fig. 9.10.1 - Conformado del cono de morro mediante lijado de un bloque de balsa.

9.11 Ensamblado de la puerta de morro.

En el CÉFIRO 01 la estructura de la compuerta de morro se obtuvo cortándola del propio esqueleto del morro. Por tanto el siguiente procedimiento es totalmente experimental.

La clave está en que los larguerillos de la compuerta tienen que ser cortados a partir de una lámina de balsa y no conformados doblando larguerillos prefabricados de balsa. De esta forma se obtiene la forma curva exacta prevista en el modelo de CATIA para que la compuerta tenga una continuidad con el resto de la superficie del morro (ver Fig. 9.11.1). A continuación se sitúan las costillas con el utillaje posicionador del morro y se pegan los larguerillos.

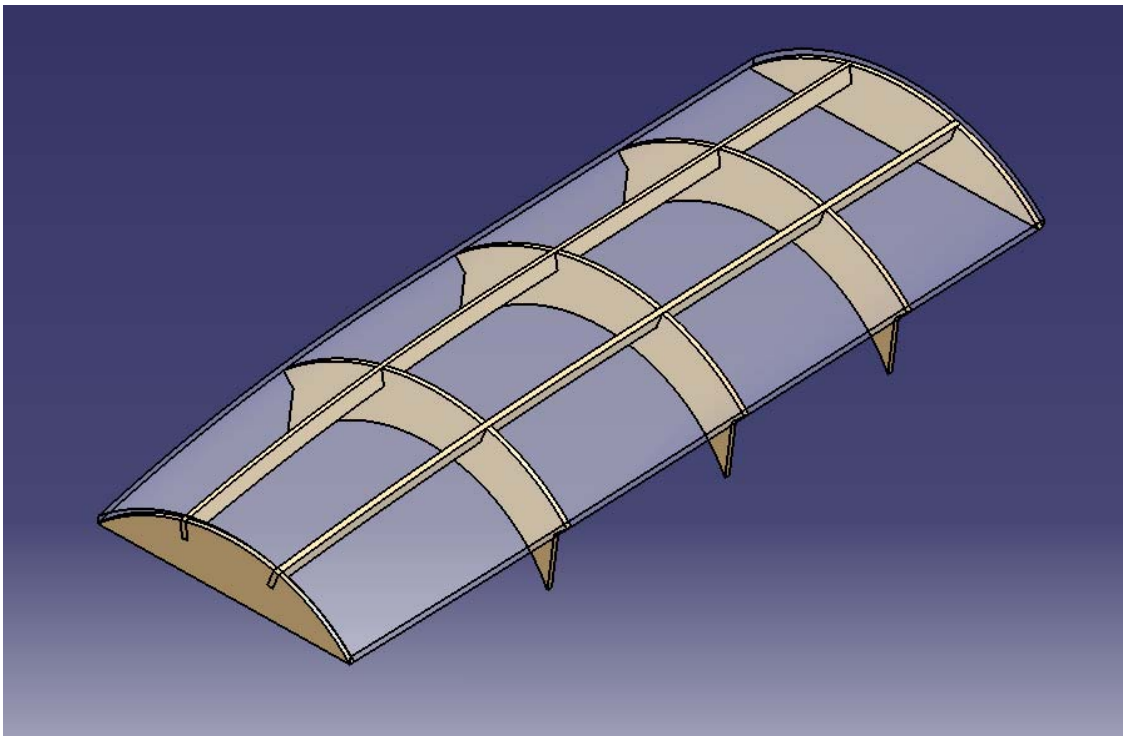


Fig. 9.11.1 - Estructura de la compuerta de morro. La curvatura de los larguerillos no se consigue doblando larguerillos prefabricados de balsa, sino cortándolos con dicha forma a partir de una lámina de balsa de 1/8" de espesor.

9.12 Fabricación e instalación de las cogidas de los tail-boom en el ala central.

En el CÉFIRO 01 las placas de las cogidas del ala central se cortaron de manera manual, proceso arduo y tedioso, ya que no solo había que cortar la forma rectangular, sino además, efectuar los taladros de 5 mm y realizar con precisión el hueco de 33 mm de diámetro empleando una corona circular. Todo esto para un total de 8 placas. Se gana en precisión y se ahorra gran cantidad de tiempo, si estas placas de acero galvanizado o inoxidable se cortan por control numérico. Esto es posible ya que en el modelo actualizado de CATIA se incluyen las placas con los taladros y por tanto la confección de una plantilla de corte en formato .dxf con todas las piezas es trivial.

Tras cortar las piezas, ya sea de manera manual o automatizada, hay que situar las placas en los largueros y atornillarlas. Colocar el tubo de acero en los huecos de las placas. Colocar un tubo de aluminio en cada cogida. Comprobar la horizontalidad de los dos tubos, y que el estabilizador horizontal quede completamente horizontal (ver Fig. 9.12.1). Para ello asegurarse previamente de que el ala central y la mesa de trabajo también están horizontales. Si estas comprobaciones no son satisfactorias, retirar las placas y ampliar sus taladros a 6 mm. Ahora se dispone de algo de holgura, y se puede ajustar la inclinación del tubo de aluminio elevando más las placas de un larguero respecto al otro. Cuando se tenga el ajuste correcto, apretar los tornillos para fijar las placas en dicha posición, colocar el tubo de acero, y comenzar a soldar.

Realizar algunos puntos de soldadura con la cogida sobre el ala (ver Fig. 9.12.2A). A continuación, retirar las cogidas y terminar soldar en el banco de trabajo (ver Fig. 9.12.2A).

Fig. 9.12.1 - Comprobación de horizontalidad de tubos y estabilizador horizontal. Previamente se ha equilibrado la mesa y el ala central.

Fig. 9.12.2 - A) realizar unos puntos de soldadura con la cogida sobre el ala. B) a continuación, retirar la cogida y terminar de soldar en el banco de trabajo.

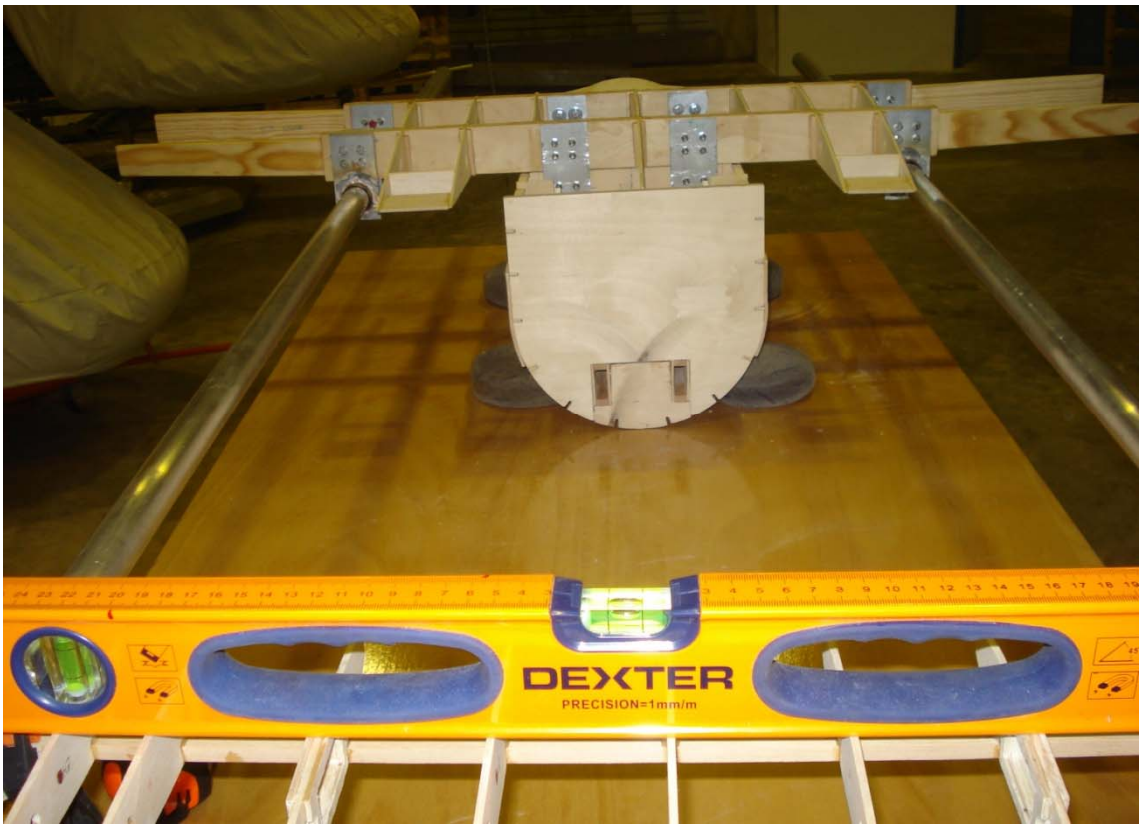


Fig. 9.12.3 - Si se siguen los pasos con detenimiento, el resultado final es un estabilizador horizontal perfectamente nivelado.

9.13 Apertura de huecos para bisagras e instalación de servos.

Se han adquirido diversas herramientas para realizar el corte de las hendiduras de las bisagras. Lo único que hay que hacer es seguir las instrucciones de la herramienta elegida y decidir qué número de bisagras se instalarán.

El proceso es sencillo, se marcan de forma aproximada donde irán situadas en el ala o estabilizador. Se usa la herramienta para realizar los cortes con precisión (ver Fig. 9.13.1). Se introducen en la hendidura. Se superpone la superficie de control, se marca la posición de las bisagras recién instaladas y se realizan los cortes correspondientes en el borde de ataque de la superficie de control. El pegado de las bisagras se realizará al final de la construcción de la aeronave.

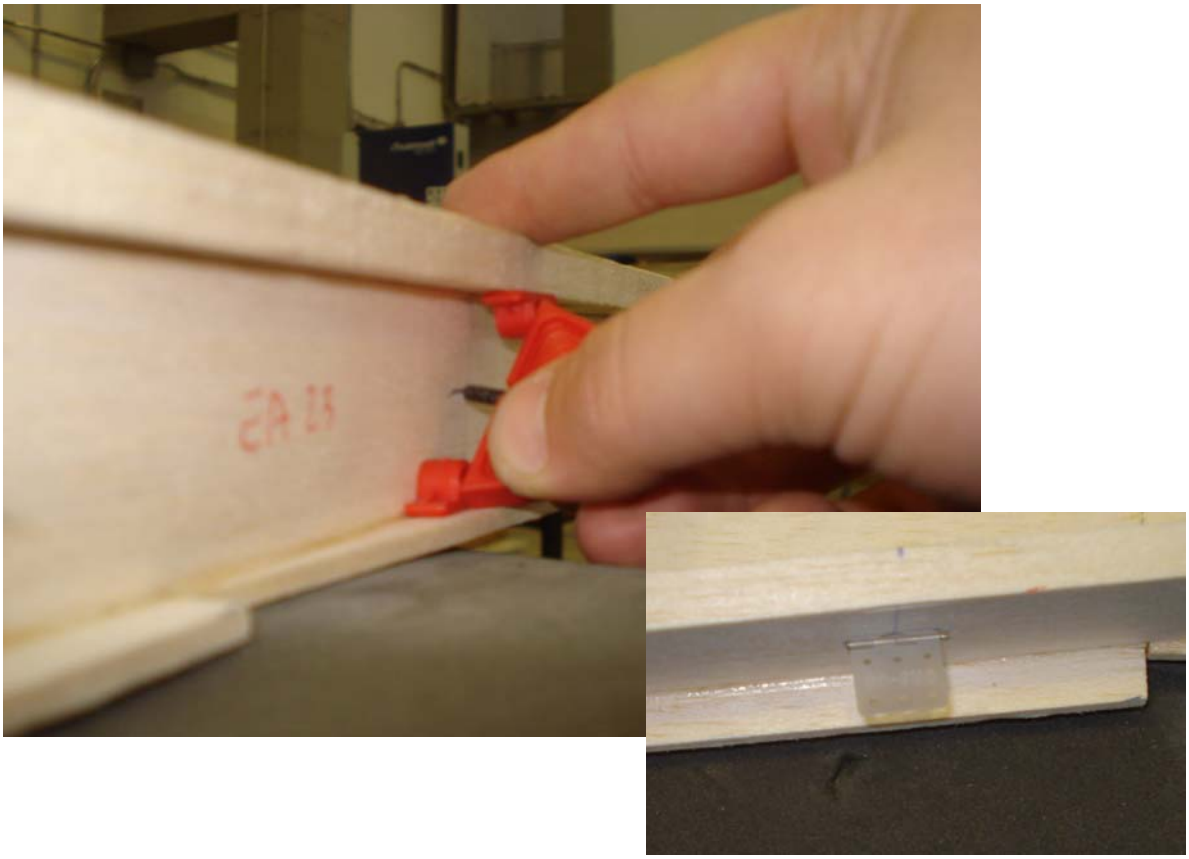


Fig. 9.13.1 - Uso de la herramienta de corte y resultado de la bisagra instalada.

Introducir los servos en los huecos de las costillas, sin atornillarlos, y comprobar que entran y salen suavemente sin forzarlos. Si no es así agrandar el hueco.

El movimiento del brazo del servo es transmitido a la superficie de control a través de una barra de acero (ver Fig. 9.13.3 y Fig. 9.13.4). Para conectar esa barra a la superficie de control se emplea un “push-horn”. La instalación del mismo es sencilla. La zona donde se sitúa en la superficie de control se refuerza por el interior con una placa de contrachapado de 1/8”. Empleando una de las dos piezas del “push-horn” como referencia, se realizan los cuatro taladros. Se pegan con epoxi ambas pieza, una por cada lado de la superficie, y se atornillan (ver Fig. 9.13.2).

Con las bisagras, servos y “push-horns” instalados se puede proceder a una prueba de movimiento de las superficies de control.

Finalizada la prueba de servos, es el momento perfecto para construir todas las compuertas. El proceso de construcción de una puerta es sencillo. Hay que cortar una lámina de balsa con las dimensiones de la puerta, reforzar su borde con larguerillos de balsa, y pegar en sus esquinas unos cuadrados de contrachapado de 1/8”. En las esquinas del marco del ala o estabilizador, hay que pegar unos cuadrados de contrachapado de las mismas dimensiones, pero de mayor espesor, para que haya suficiente superficie de pegado con la estructura. Este bloque de contrachapado debe estar pegado a la profundidad correcta para que al fijar la puerta con los tornillos, esta quede rasante con la superficie del ala. Una vez finalizadas las compuertas, se pueden asegurar los servos con los tornillos. A continuación se muestran algunas imágenes que detallan como es el sistema de servos.

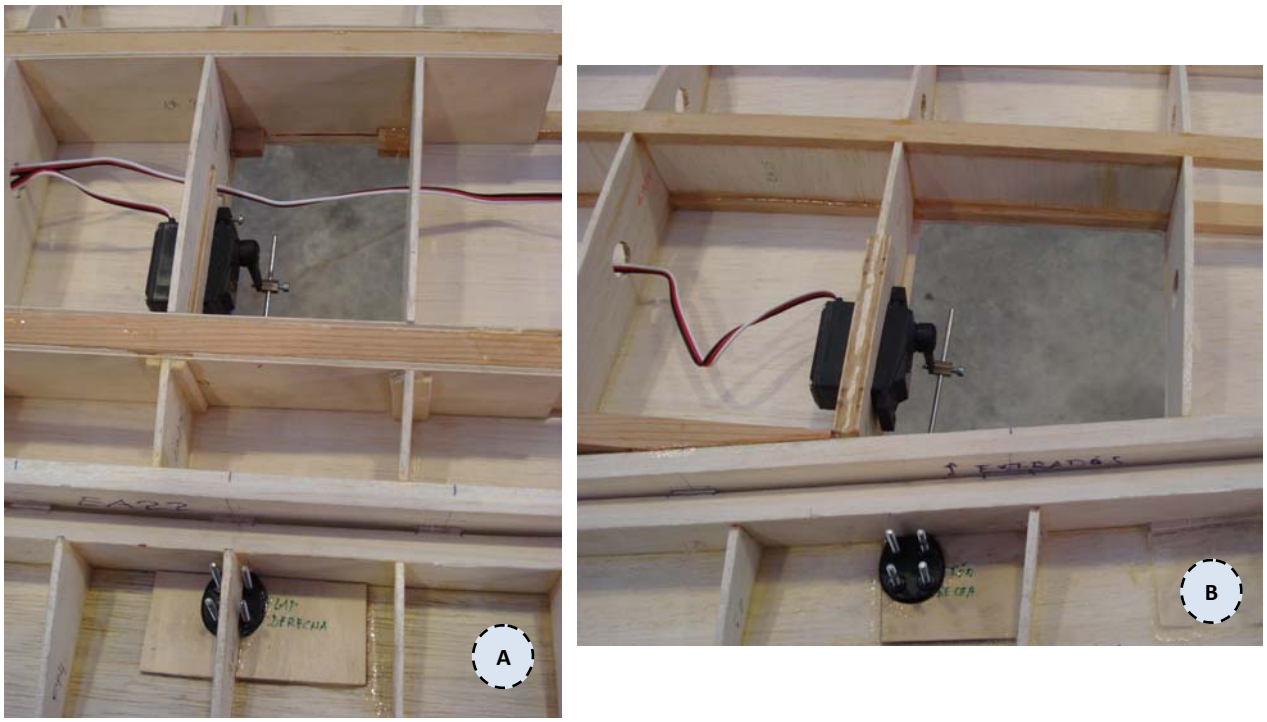


Fig. 9.13.2 - Detalle de instalación de servo y “push-horn” en el flap derecho (A) y en el alerón derecho (B).

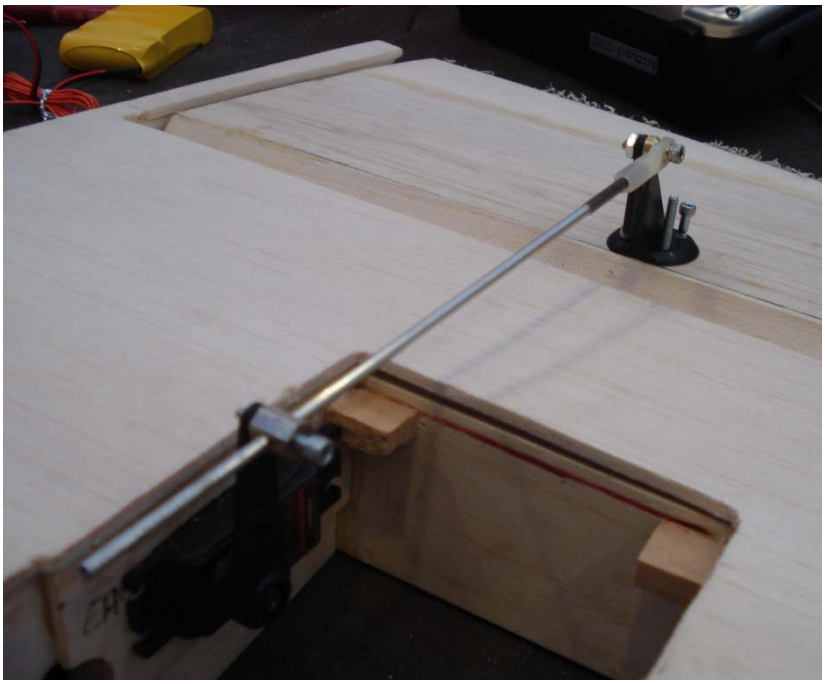


Fig. 9.13.3 - Detalle del sistema de transmisión de movimiento.

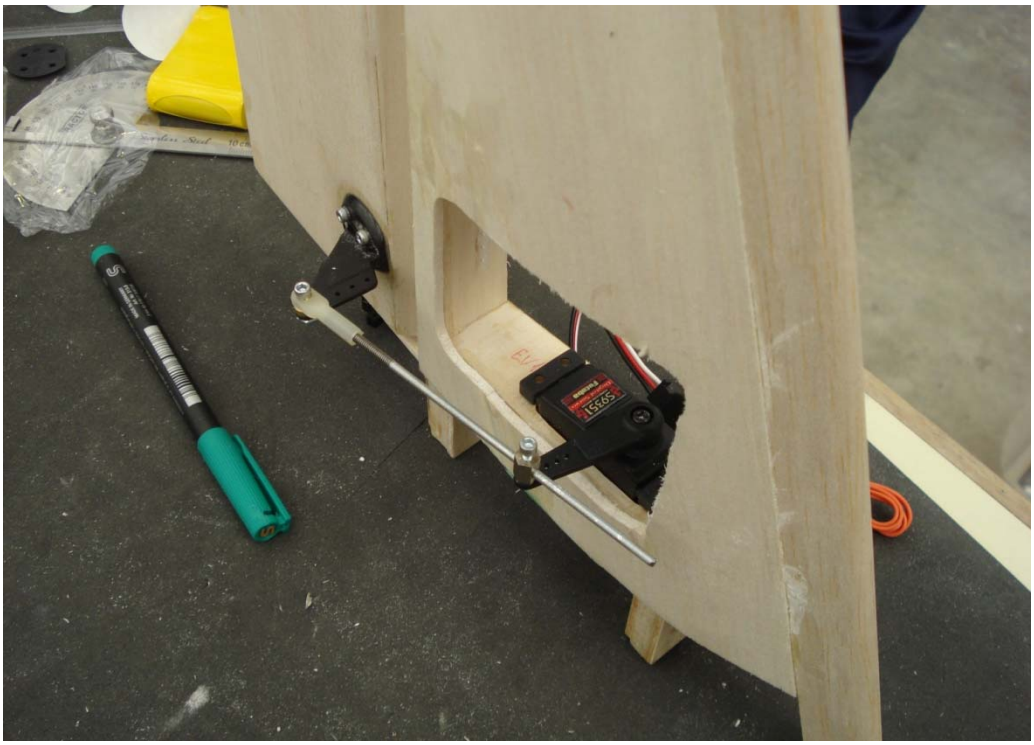


Fig. 9.13.4 - Detalle de servo instalado en el estabilizador vertical.

9.14 Conjunto de fotos del Céfiro ensamblado Nº2

A continuación se muestran algunas fotos de Céfiro en este punto de la construcción.

Fig. 9.14.1

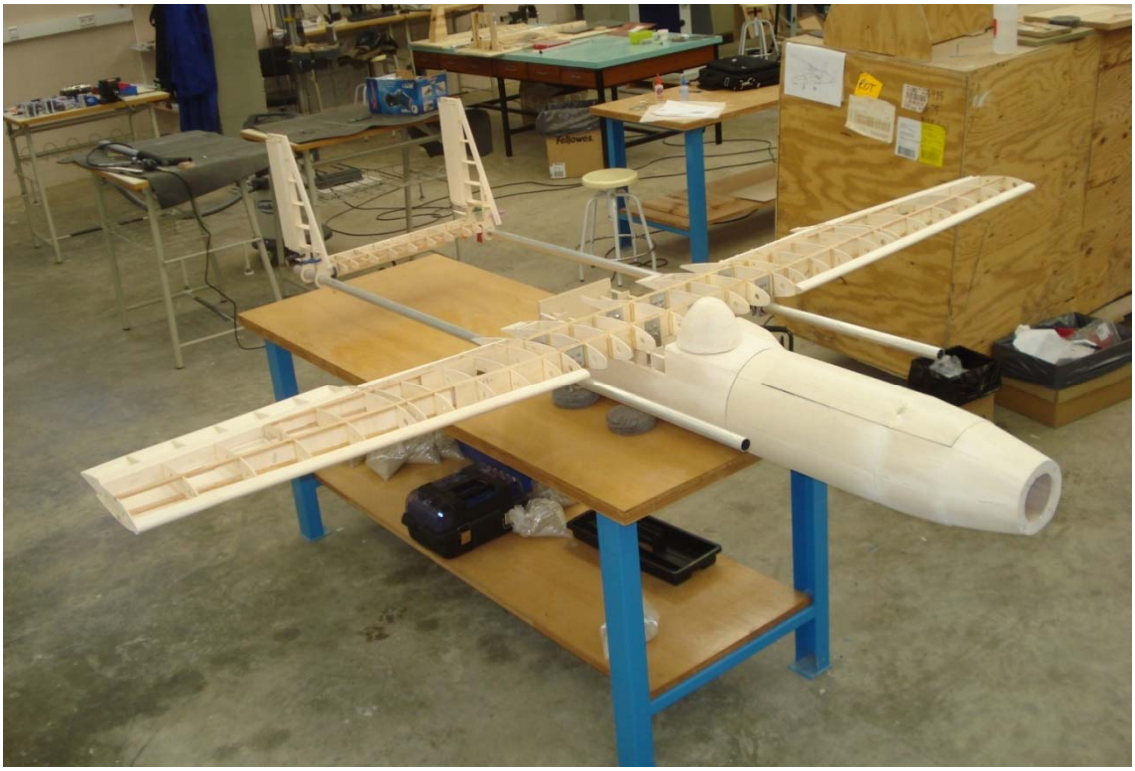


Fig. 9.14.2

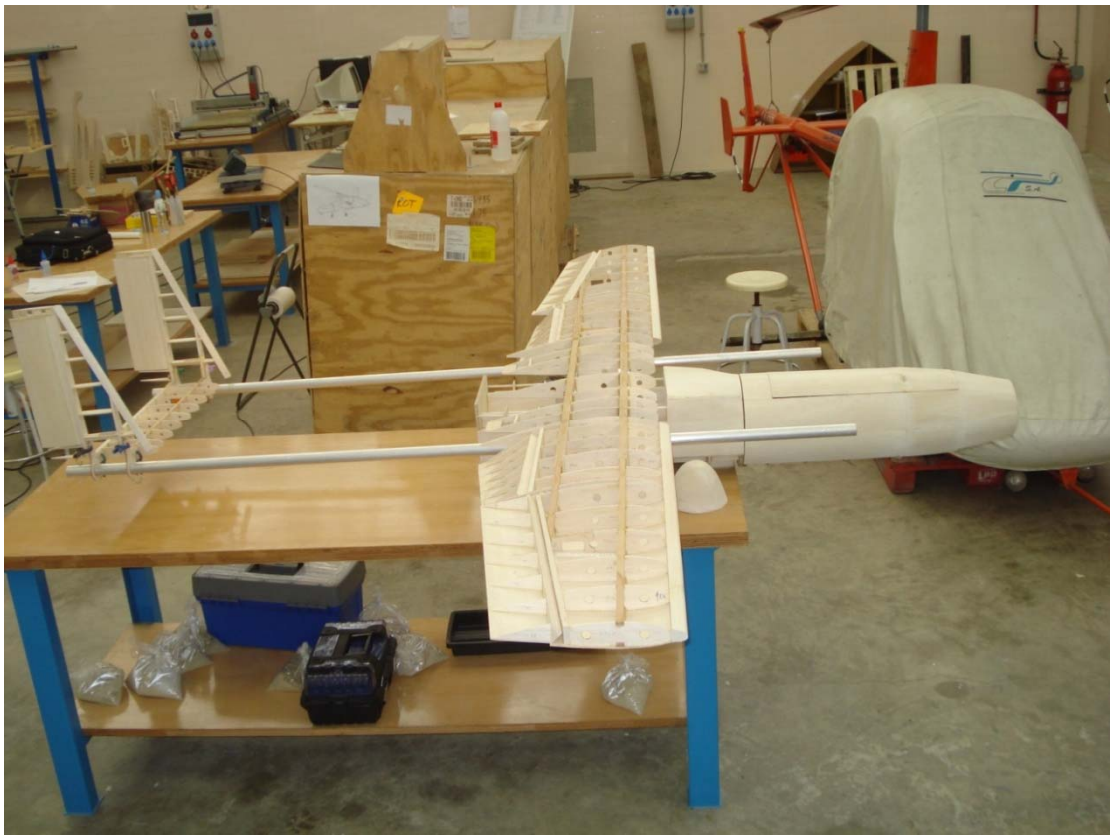


Fig. 9.14.3

Fig. 9.14.4

9.15 Fabricación de las cogidas traseras

En el CÉFIRO 01 las placas metálicas de la cogida trasera se fabricaron de manera artesanal. Aproximadamente es necesario un día completo con 2 personas trabajando para fabricarlas (ver Fig. 9.15.1). Es preferible que se corten mediante chorro de agua junto al resto de placas de la cogida del ala central. Con ello se consigue mayor precisión y un ahorro de tiempo importante.

Por otro lado, en pleno proceso de construcción se decidió introducir 2-3º de incidencia negativa en la cola. Esto no estaba previsto en el modelo de CATIA, pero se solucionó introduciendo dos cuñas por cada punto de agarre de la cogida (ver Fig. 9.15.2). De esta manera el estabilizador horizontal queda con incidencia negativa, pero las superficies de contrachapado en las que se fija la cogida permanecen verticales, y por tanto no hay que modificar el diseño de la misma. Además con esta medida la orientación de los estabilizadores verticales no se ve afectada. Este método tiene un inconveniente, al inclinarse el estabilizador horizontal, el punto de agarre en el larguero delantero del estabilizador horizontal está en la posición prevista en el modelo de CATIA, pero el larguero trasero se eleva y queda por encima de la posición prevista. Esto provoca que el espacio para situar los tornillos y el área de contacto de las placas metálicas con el larguero trasero quede muy reducido. Además, por la misma razón, parte de las placas de cogida al larguero trasero no estarán en contacto, quedando como sobrante y debiéndose eliminar posteriormente con el minitaladro.

Por esta razón es recomendable modificar el modelo de CATIA del estabilizador horizontal para que las costillas y las placas de la cogida incluyan directamente los 2º de incidencia negativa.

Fig. 9.15.1 - Fases de la fabricación artesanal de las cogidas. Se parte de un patrón de contrachapado cortado por control numérico, se marca en la placa metálica la forma, se corta con la sierra continua, y se terminan las piezas empleando la rotaflex.

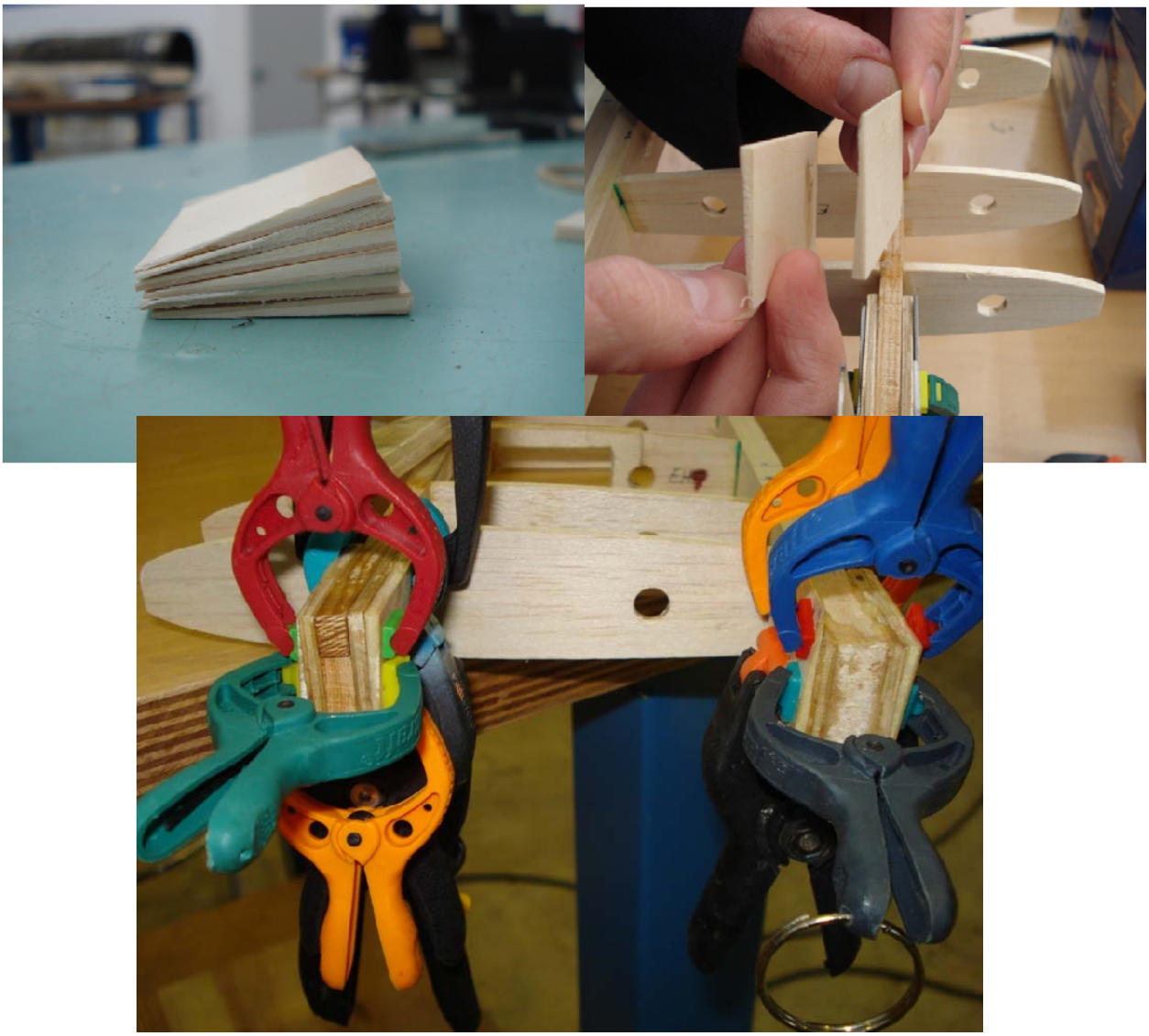


Fig. 9.15.2 - Fabricación y pegado de las cuñas que se emplearon para conseguir los 2º de incidencia negativa.

Una vez pegadas las cuñas, colocar las placas y los tubos de acero en los tail-boom. Sostener el estabilizador horizontal en las cogidas mediante pinzas. Equilibrar el fuselaje de manera que el ala central este horizontal. Situar un nivel en el estabilizador horizontal. Ajustar el estabilizador hasta que esté perfectamente horizontal (ver Fig. 9.15.3). Empleando al mismo tiempo un medidor de ángulos, posicionarlo de manera que tenga 2-3º de incidencia negativa (ver Fig. 9.15.4). Marcar en las placas indicadas en la figura 9.15.5 los puntos donde irán situados los tornillos. Extraer dichas placas y taladrarlas en los puntos previamente marcados. Volver a situarlas en la cogida y ajustarlo todo de nuevo. Empleando los taladros recién realizados, taladrar la madera del estabilizador horizontal y en el propio proceso de taladrado presionar con la broca para realizar una marca en la placa metálica opuesta. Extraer dicha placa y taladrarla en los puntos marcados. Volver a situar las placas en la cogida e introducir todos los tornillos (ver Fig. 9.15.6). Asegurarse de nuevo, que con las placas atornilladas, la orientación y posición del estabilizador horizontal es correcta. En dicha posición, realizar unos puntos de soldadura. Extraer las cogidas y terminar de soldar en el banco de trabajo (ver Fig. 9.15.7).

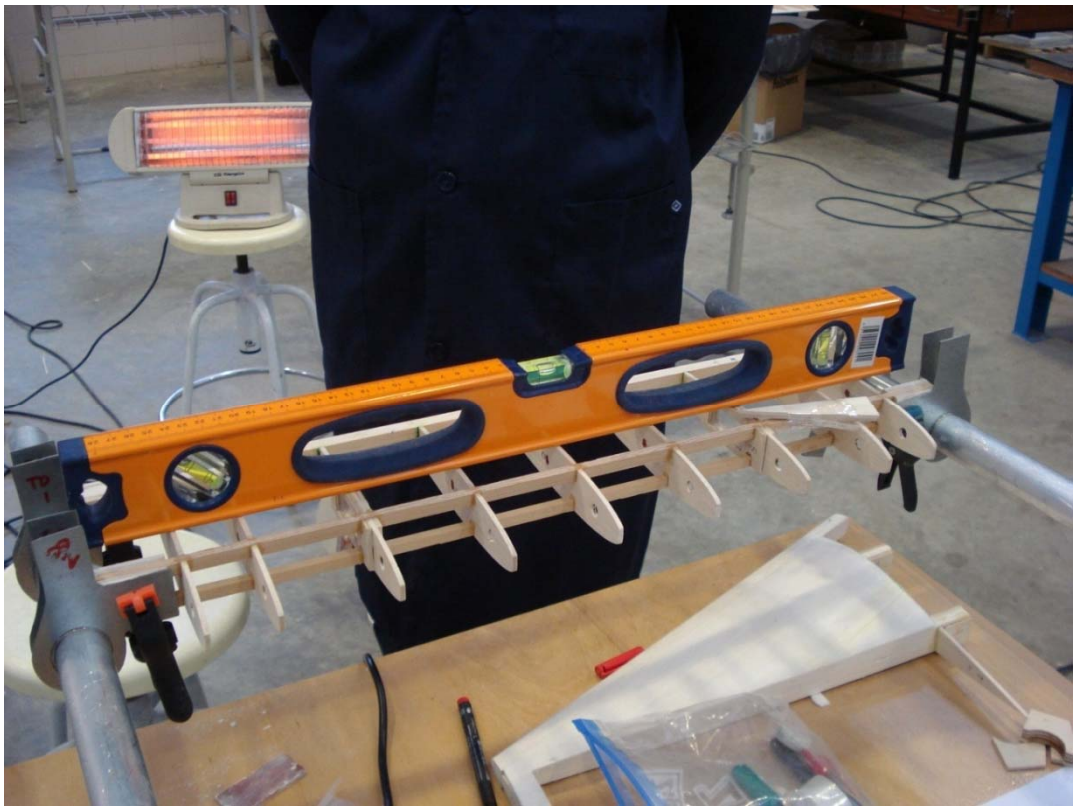


Fig. 9.15.3 - Comprobación de la horizontalidad.

Fig. 9.15.4 - Comprobación de la incidencia.

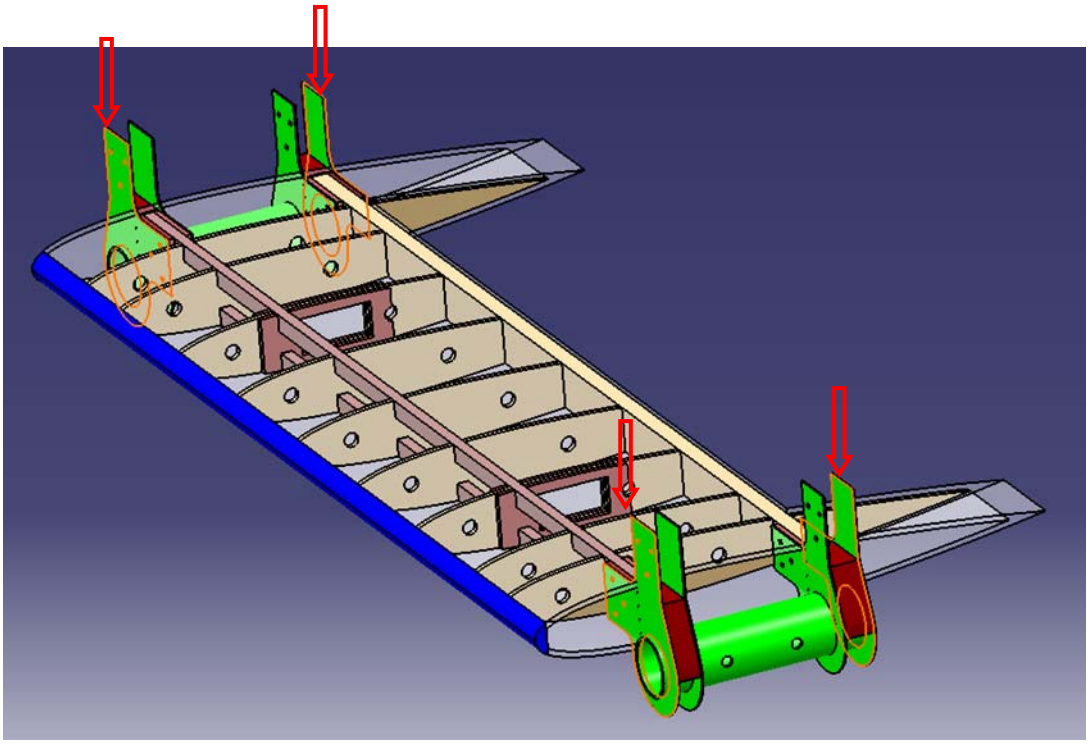


Fig. 9.15.5 - Las placas señaladas son las primeras que hay que señalar y taladrar. De esta forma, posteriormente se dispone de espacio para introducir la minitaladro y taladrar la madera empleando los taladros de las placas metálicas como referencia.

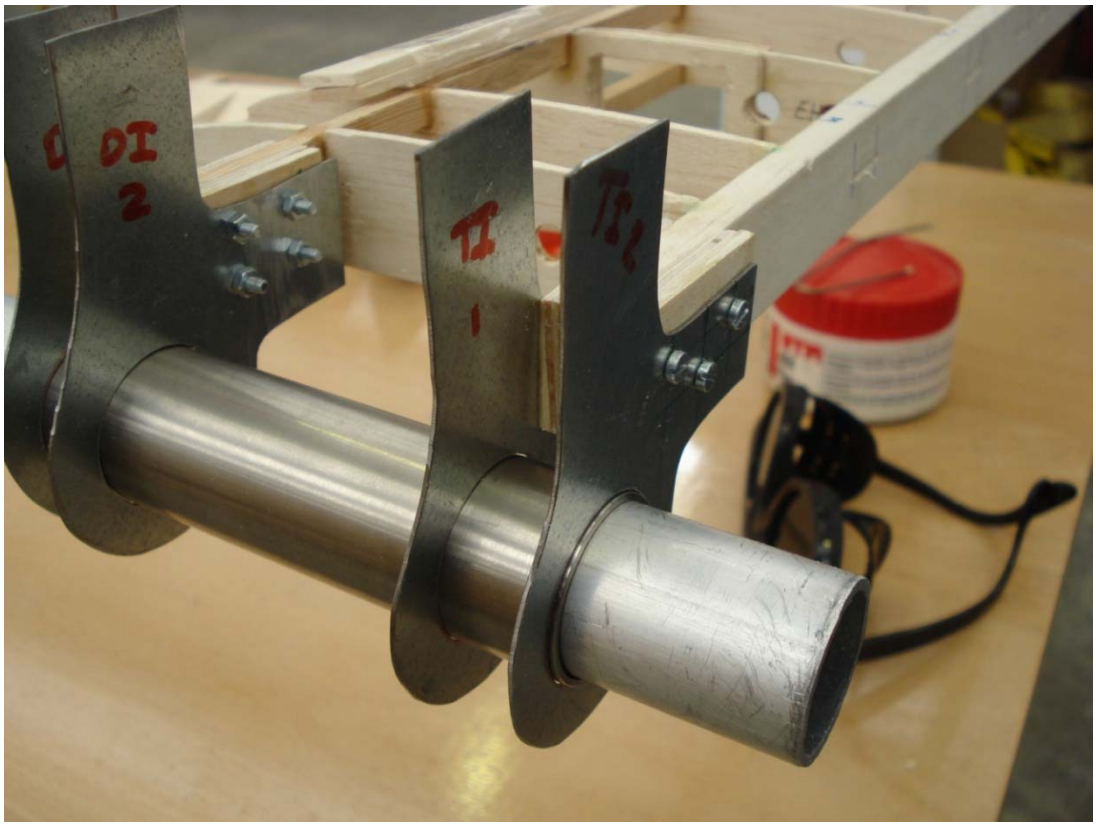


Fig. 9.15.6 - Cogida atornillada y preparada para soldadura.

Fig. 9.15.7 - Soldado de la pieza en el banco de trabajo.

Una vez soldadas las piezas de la cogida, volver a colocar la cogida en los tail-booms y atornillar el estabilizador horizontal empleando tuercas autoblocantes y arandelas. Dibujar una línea roja en el borde de ataque de uno de los estabilizadores verticales. Empleando pinzas, colocarlo en la cogida. Situar una escuadra sobre la mesa y ajustar la verticalidad del estabilizador comparando el paralelismo entre la línea roja y el canto vertical de la escuadra (ver Fig. 9.15.8). Realizar los taladros necesarios atravesando con la broca en una misma operación las placas y la madera. Introducir algunos tornillos y comprobar de nuevo la verticalidad del estabilizador. Si es correcta introducir el resto de tornillos y fijarlos empleando tuercas autoblocantes y arandelas. Repetir la operación con el otro estabilizador vertical. Eliminar las partes sobrantes de las placas metálicas de la cogida empleando el accesorio de lijado del minitaladro (ver Fig. 9.15.9).

Fig. 9.15.8 - Comprobación de la verticalidad de los estabilizadores verticales.

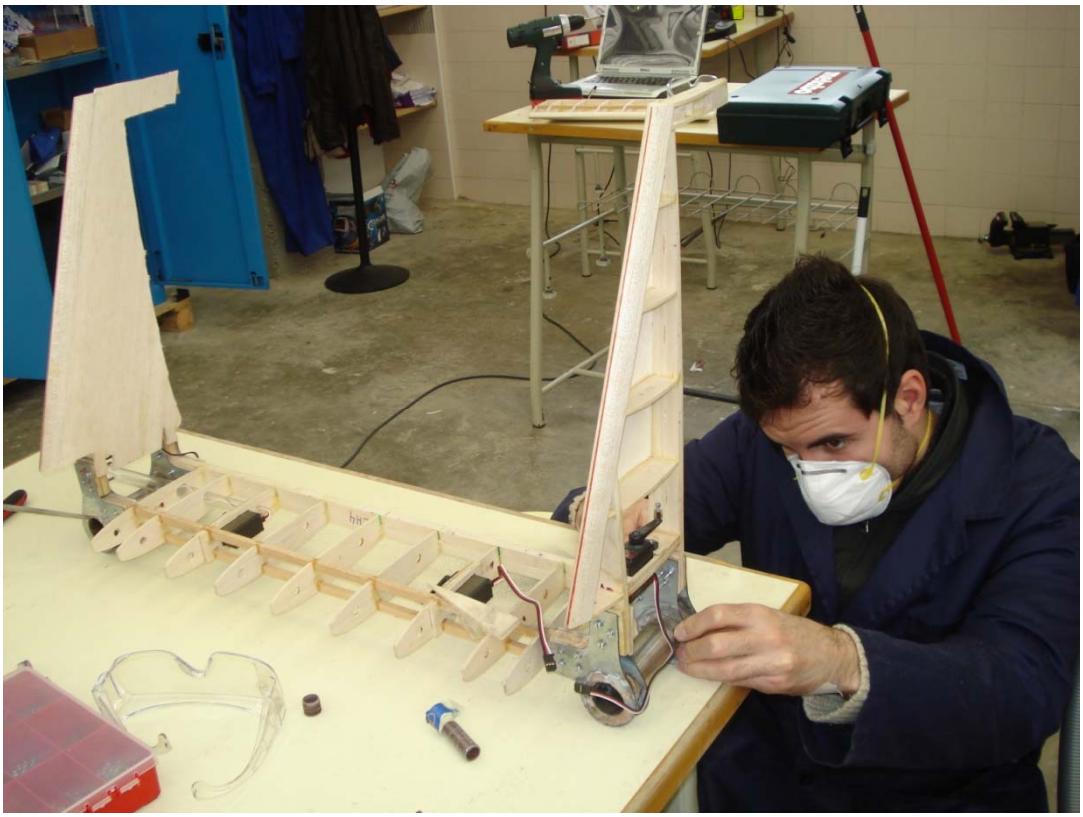


Fig. 9.15.9 - Eliminado de partes sobrantes de las cogidas metálicas empleando el minitaladro.

9.16 Instalación del tren trasero

La instalación del tren trasero es sencilla. Se pegan con epoxi las dos piezas de contrachapado de la figura 9.16.1A. A continuación, la placa de contrachapado mostrada en la figura 9.16.1B se pega con epoxi a las dos anteriores, a los largueros maestros y a la cuaderna de cogida al larguero trasero del ala. Ya se dispone de una base solida, con gran cantidad de superficie sobre la que pegar la placa principal a la que va adherido el tren.

La placa principal es de contrachapado de 1/2" de espesor, y consta de 4 taladros de diámetro 5mm avellanados de tal manera que la cabeza de los tornillos quede completamente introducida en la madera (ver Fig. 9.16.2A, B y C). Es recomendable rellenar con epoxi los huecos entre la cabeza de los tornillos y el contrachapado. Esto fijará el tornillo, y permitirá manipular la tuerca por el otro lado sin que el tornillo al completo gire. La cara con el avellanado y las cabezas de los tornillos se pega con epoxi a los largueros maestros y a la placa de contrachapado anteriormente instalada en el fuselaje (ver Fig. 9.16.2D). Una vez pegada, el resultado es una placa de la que asoman 4 tornillos. Estos tornillos no se pueden sustituir, ni se puede acceder a la cabeza del mismo, de ahí la importancia de haberla fijado.

Ya solo queda realizar 4 taladros en el tren en las mismas posiciones que los tornillos de la cogida. Por último, fijar el tren empleando arandelas y tuercas autoblocantes (ver Fig. 9.16.2).

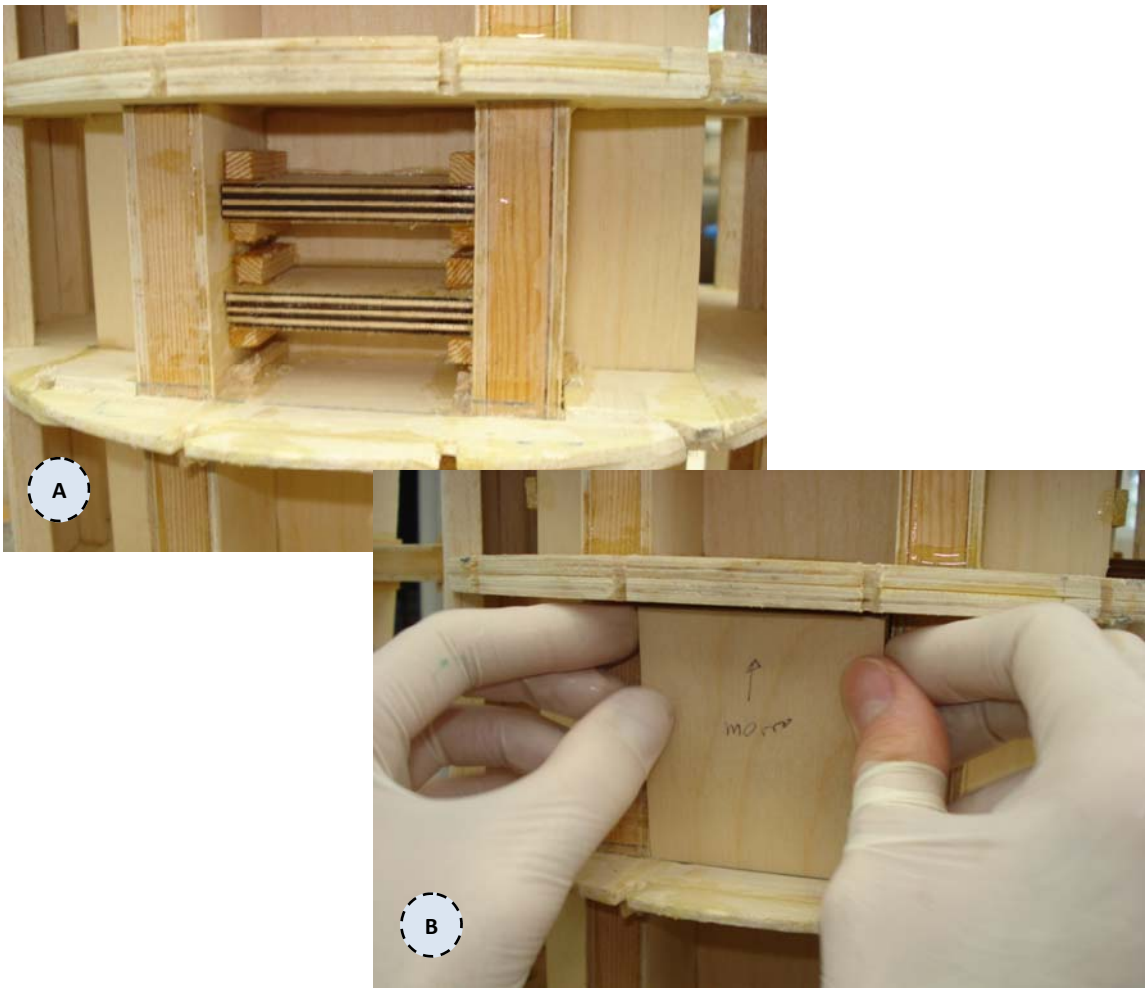


Fig. 9.16.1 - Refuerzos de contrachapado en el tren principal.

Fig. 9.16.2 - Instalación de la placa de cogida del tren.

9.17 Instalación del tren delantero

En este paso se describe como construir e instalar el sistema de sujeción y giro del tren. Primero, cortar un bloque de nylon con las dimensiones apropiadas. Realizar por control numérico el orificio por el que pasará el tren (ver Fig. 9.17.1A). Para ello emplear una fresa para plásticos. El orificio debe tener el diámetro del brazo del tren más 0,1-0,2 mm para que exista la holgura suficiente para permitir el giro del tren. Una vez mecanizado comprobar que el tren gira sin problemas. Si no es así volver a mecanizar ampliando el diámetro del orificio.

Taladrar con una broca de 5 mm los 4 orificios para los tornillos (ver Fig. 9.17.1B). Realizar los mismos taladros en la cogida de contrachapado. Pegar la cogida con epoxi (ver Fig. 9.17.2). Atornillar el bloque de nylon.

Fig. 9.17.1 - Mecanizado del bloque de Nylon.

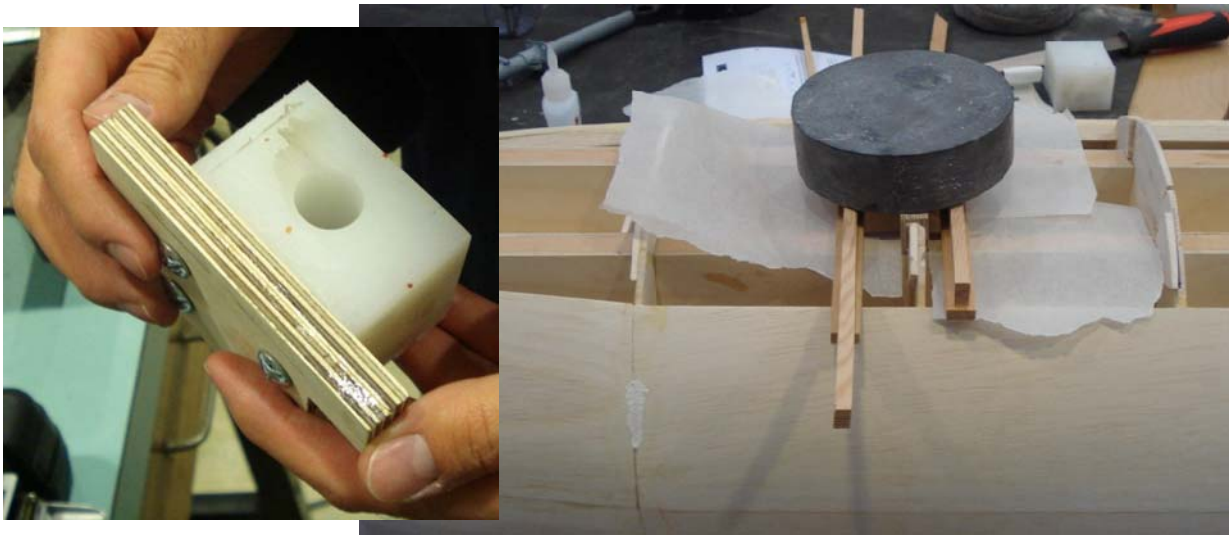


Fig. 9.17.2 - Pegado de la placa de contrachapado de la cogida.

Para fijar el tubo y evitar que deslice a lo largo del orificio, se empleará una de las piezas suministradas con el tren y una abrazadera para tubos como las que se usan en fontanería. La pieza suministrada se sitúa por debajo del bloque de nylon, y además, se empleará como cogida para el "push-horn" o brazo actuador (ver Fig. 9.17.3C). Para fabricar el brazo corta una pieza pequeña de aluminio, como la mostrada en la figura 9.17.3A, y lijarla hasta lograr la forma deseada. Realizar los dos taladros necesarios, uno para la cogida al tren, y el otro, de menor tamaño, para la cogida de la varilla procedente del servo. Atornillar el brazo actuador de aluminio al tren. Situar el tren en la cavidad y ajustar su altura de manera que el fuselaje quede perfectamente horizontal. Pegar la placa de contrachapado sobre la que se coloca el servo. Atornillarlo a la misma. Conectar el servo al brazo del tren mediante una varilla metálica. Realizar una prueba de movimiento. Si todo va bien colocar la abrazadera de tubos por encima del bloque de nylon. Esto impedirá que el tren se caiga cuando la aeronave esté en vuelo. El tren ya instalado se muestra en la figura 9.17.3B.

Fig. 9.17.3 - Vista general del tren delantero y detalle del sistema actuador.

Colocar la aeronave en el suelo y realizar una prueba de rodaje. Si todo es correcto colocar los larguerillos de la parte inferior del morro y terminar de revestir esta zona (ver Fig. 9.17.4).

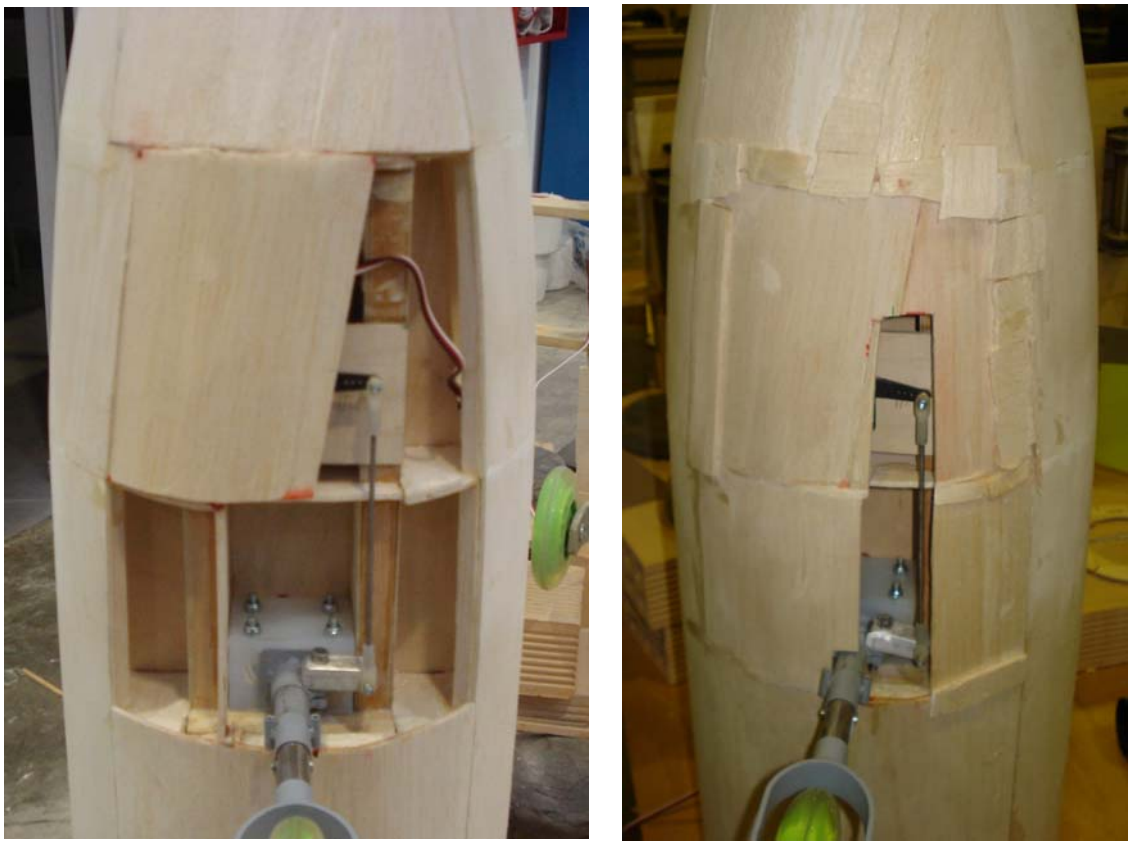


Fig. 9.17.4 - Revestido de la zona del tren delantero.

9.18 Instalación de conducciones de cables.

Hay que instalar unas conducciones de plástico que faciliten el paso de los cables desde el fuselaje hasta los extremos de ala y los tail-boom. Estos conductos se construyen enrollando laminas para diapositivas. Son necesarios los siguientes:

- Una conducción que recorra el ala central desde el fuselaje hasta la cogida del tail-boom. Este tubo se situará en los taladros para utillaje cercanos al borde de ataque. Por este conducto se dirigirán los cables hacia los tail-boom que finalmente los llevarán hasta los servos de la cola.
- Una conducción deberá recorrer el ala en toda su envergadura para dirigir los cables procedentes del receptor en el fuselaje hasta los servos de flaps y alerones. Este conducto se instalará en los agujeros para utillaje situados en la mitad de la costilla.
- En el estabilizador horizontal se deberá instalar un conducto que guie los cables desde la cogida del tail-boom hasta los servos del elevador.

El proceso de instalación es sencillo, se confeccionan los tubos, se sitúan en la estructura, y se añaden unas gotas de pegamento cianocrilato en las zonas de contacto. En la siguiente imagen se muestran las conducciones del ala central.

Fig. 9.18.1 - Conducciones de cables en el ala central.

9.19 Revestido del extradós de los extremos alares

Si llegado a este punto todavía no se han construido las compuertas del ala, este es el momento idóneo para fabricarlas. Si ya están construidas, revestir el extradós del ala empleando el método 3 de la página 111. A continuación se muestran algunas imágines del proceso.

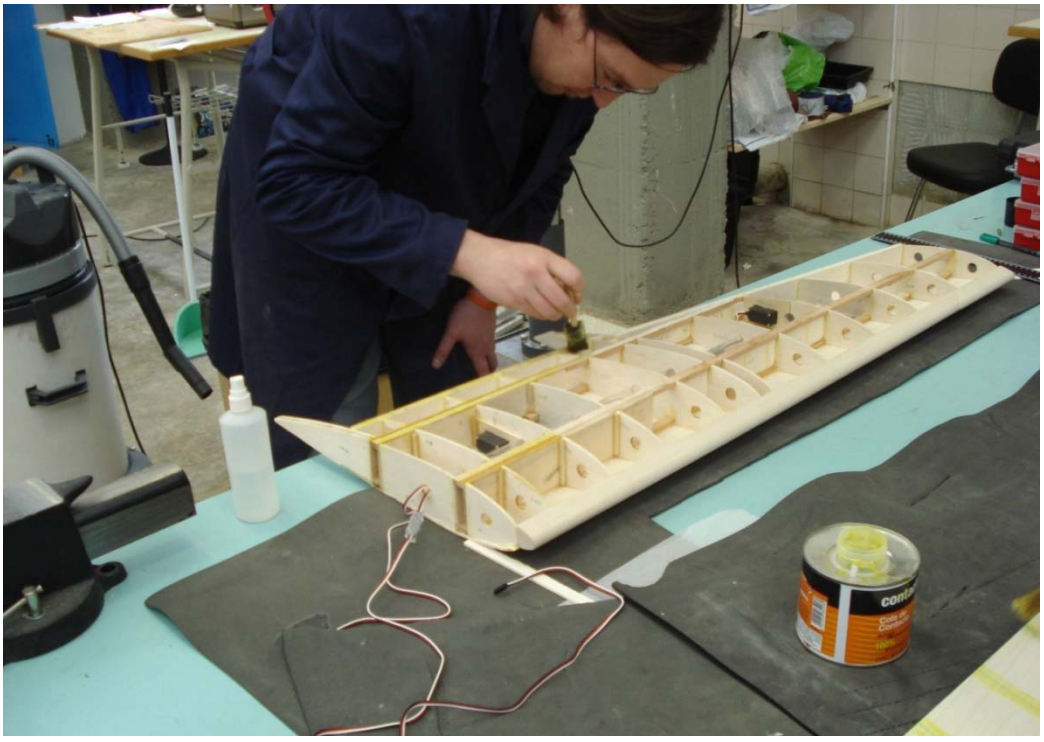


Fig. 9.19.1 - Pegado del extradós de los extremos alares empleando cola de contacto.

9.20 Acabado de la cola (revestimiento restante y carenados)

Este es el momento de terminar alguna de las compuertas de la cola si no se construyeron con anterioridad. Las tareas de acabado de la cola son pura artesanía. Primero, terminar de revestirla. Construir con balsa la transición entre estabilizador horizontal y vertical. Por último, definir las puntas de los estabilizadores verticales y los bordes de salida.

A continuación se muestran algunas imágenes con el resultado de este trabajo:

Fig. 9.20.1 - Transición del intradós en la zona del borde de ataque.

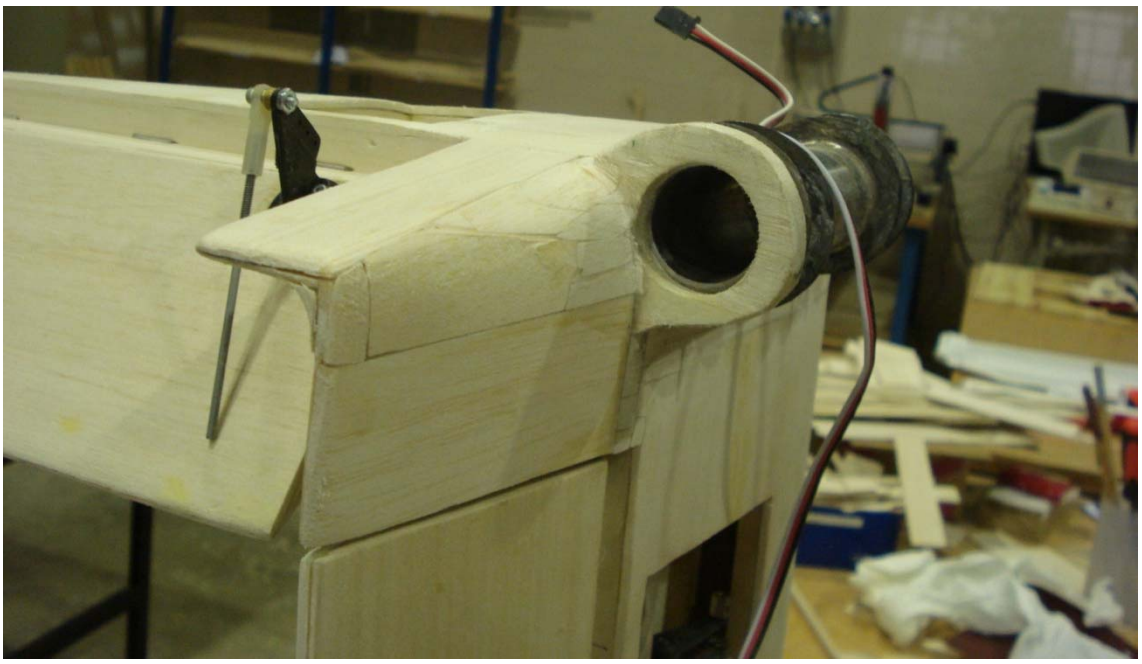


Fig. 9.20.2 - Transición del intradós en la zona del borde de salida.

Fig. 9.20.3 - Transición del borde de salida en la parte derecha de la cola.

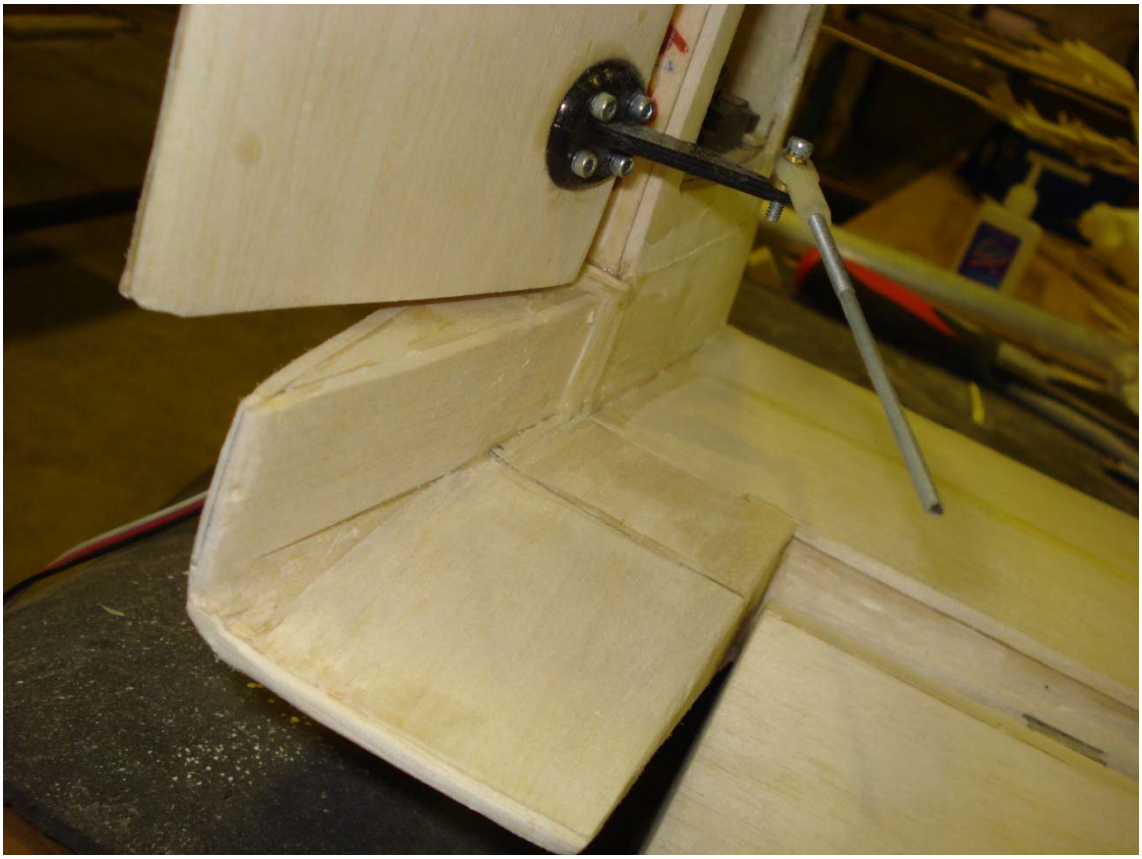


Fig. 9.20.4 - Transición del borde de salida en la parte izquierda de la cola.

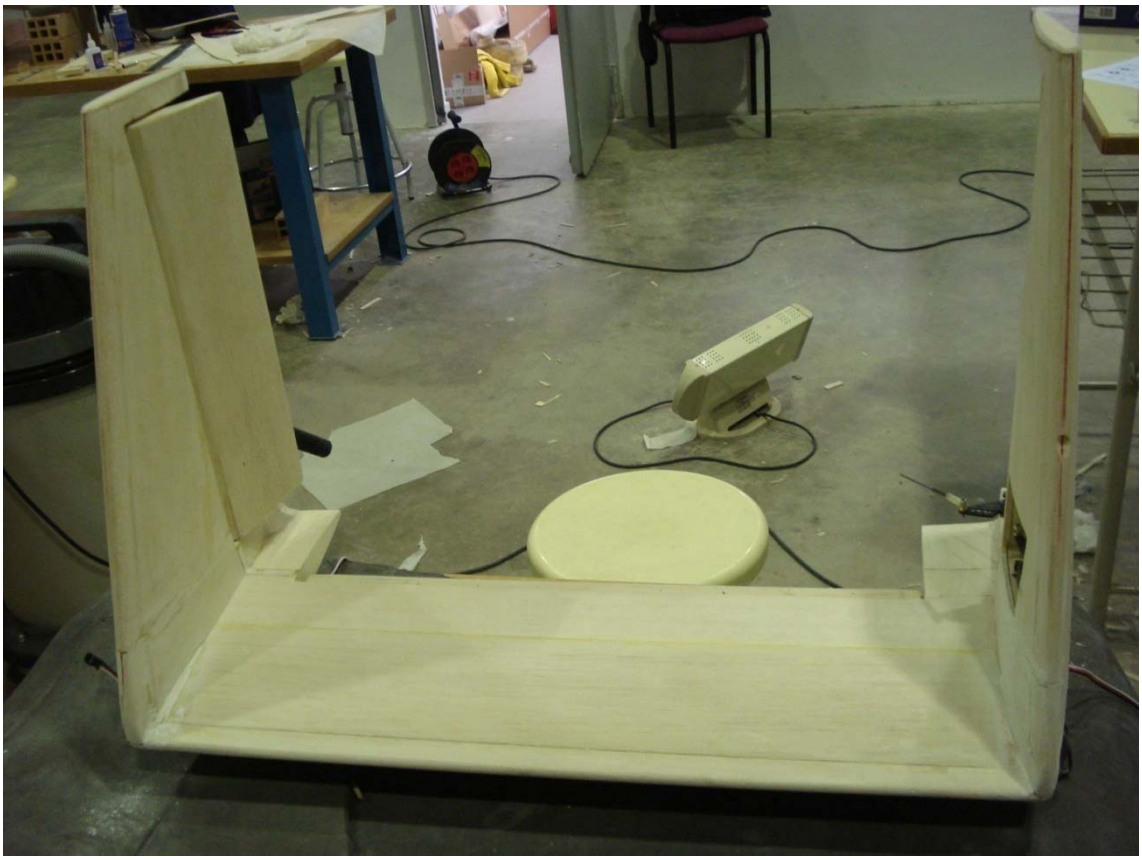


Fig. 9.20.5 - Resultado final de la cola.

Fig. 9.20.6 - Resultado final de la cola.

9.21 Revestido del ala central

Comenzar revistiendo los extremos del ala central. Para ello emplear el método 2 para el intradós, y el 1 o 3 para el extradós. Estos métodos se explican con detalle en las páginas 110 y 111. Posteriormente, pegar varias láminas de balsa hasta conseguir una lamina con el tamaño adecuado para cubrir la zona del fuselaje. Probarla sobre el ala central, y decidir las dimensiones y posición de la puerta de acceso al fuselaje. Cortar en la máquina de control numérico el hueco de la puerta. Conservar el trozo cortado para emplearlo posteriormente como puerta. Pegar la lámina al ala central (ver Fig. 9.21.1). Posiblemente, para proporcionar rigidez al revestimiento, habrá que reforzar con larguerillos de balsa la zona de transición entre el extradós del ala central y el revestimiento del fuselaje en las cercanías del cortafuegos. También es recomendable reforzar el contorno tanto de la puerta como del marco del ala central. Para ello emplear larguerillos de balsa, tal y como se hizo en el caso de las compuertas para servos de la cola y el ala. En las figuras 9.21.2 y 9.21.3 se muestra el ala central tras ser revestida.

Una vez terminado el revestimiento realizar el carenado de transición ala-fuselaje. Para ello pegar larguerillos o bloque de balsa y lijarlos con una forma curva suave (ver figuras 9.21.4, 9.21.5 y 9.21.6).

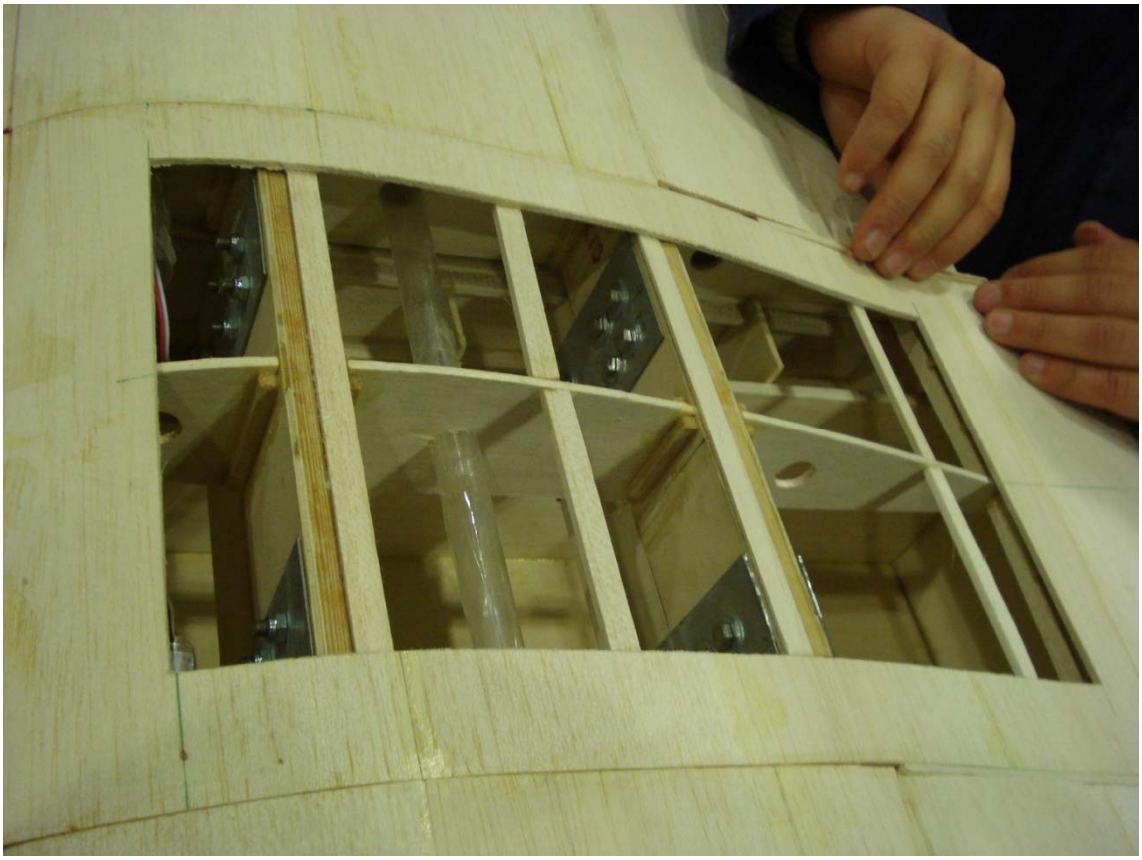


Fig. 9.21.1 - Apertura de la compuerta para acceso al fuselaje. Posteriormente se eliminaron los larguerillos y la costilla central que se aprecian en la figura.

Fig. 9.21.2 - Ala central tras ser revestida.

Fig. 9.21.3 - Ala central tras ser revestida.

Fig. 9.21.4 - Detalle de la transición entre el borde de salida del ala central y el fuselaje.

Fig. 9.21.5 - Detalle de la transición entre el borde de ataque del ala central y el fuselaje.

Fig. 9.21.6 - Detalle de la transición entre el intradós del ala central y el fuselaje.

9.22 Lijado del borde de ataque del ala.

Para lijar el borde de ataque, dibujar el perfil de manera que sea consistente con el resto de la superficie del revestimiento. Una buena idea es imprimir un perfil NACA 2415, superponerlo y marcar su contorno en la zona del borde de ataque. En el CÉFIRO 01 se hizo de manera visual, pero teniendo siempre en cuenta de que se trata de un perfil con curvatura y por tanto el borde de ataque no es simétrico respecto de su línea media (ver Fig. 9.22.1A).

Para tallar el borde de ataque, cortar gran parte de la madera sobrante con la sierra continua. Eliminar la parte restante empleando el cúter (ver Fig. 9.22.1B) y la lija especial para bordes de ataque (ver Fig. 9.22.2). Se trata de un proceso artesanal que requiere paciencia y tiempo, pero es de vital importancia ya que gran parte del comportamiento del ala depende de la forma del borde de ataque.

Fig. 9.22.1 - Primero dibujar la silueta (A) y eliminar gran parte del material con la sierra continua y con el cúter (B).

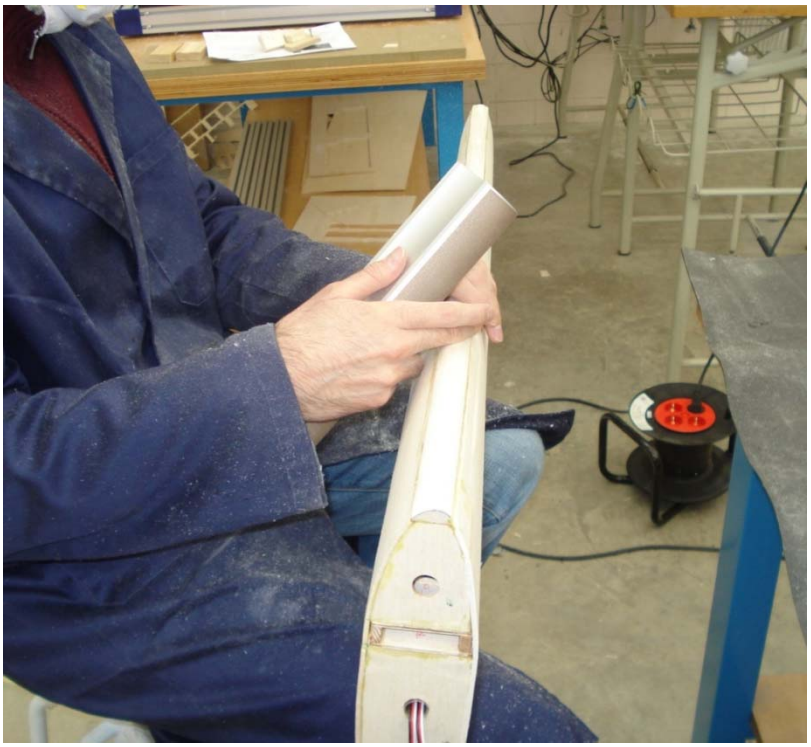


Fig. 9.22.2 - Concluir el trabajo empleando la lija específica para bordes de ataque.

Tras el trabajo de tallado quedarán imperfecciones, sobre todo en la transición entre el borde de ataque y el revestimiento del intradós y extradós. Rellenar estos huecos con balsa y lijar el sobrante. Como se puede apreciar en la figura 9.22.3 el resultado es excepcional.

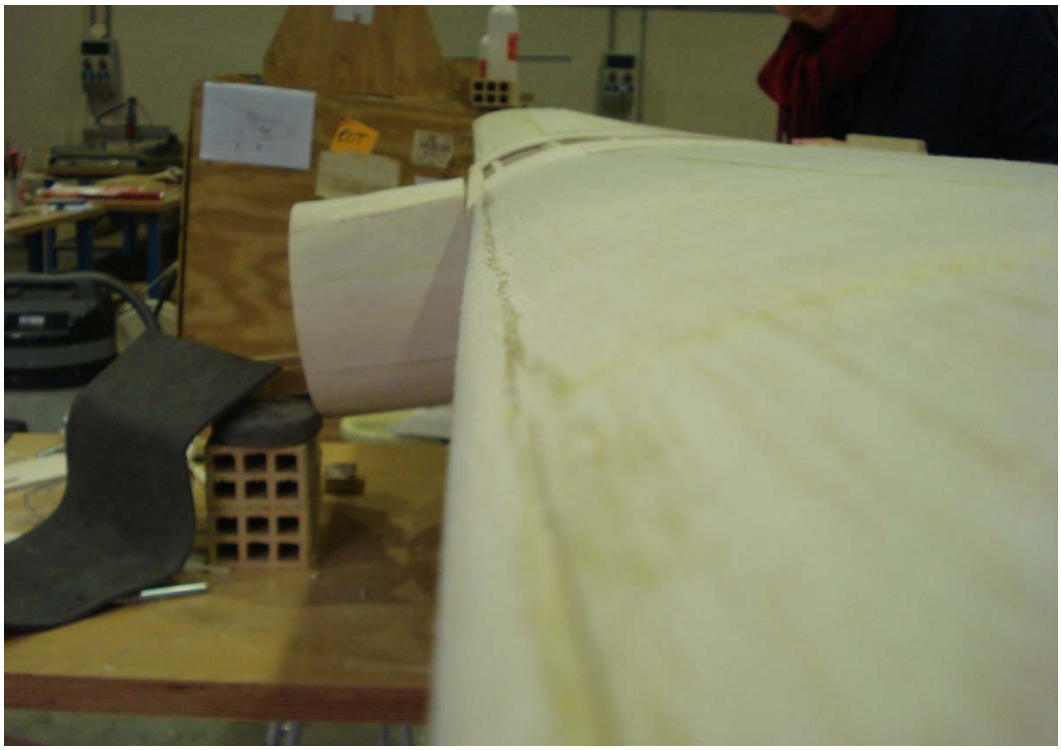


Fig. 9.22.3 - Borde de ataque de los extremos alares terminado.

9.23 Conjunto de fotos del Céfiro ensamblado Nº3

A continuación se muestran algunas fotos de Céfiro en este punto de la construcción.

Fig. 9.23.1

Fig. 9.23.2

Fig. 9.23.3

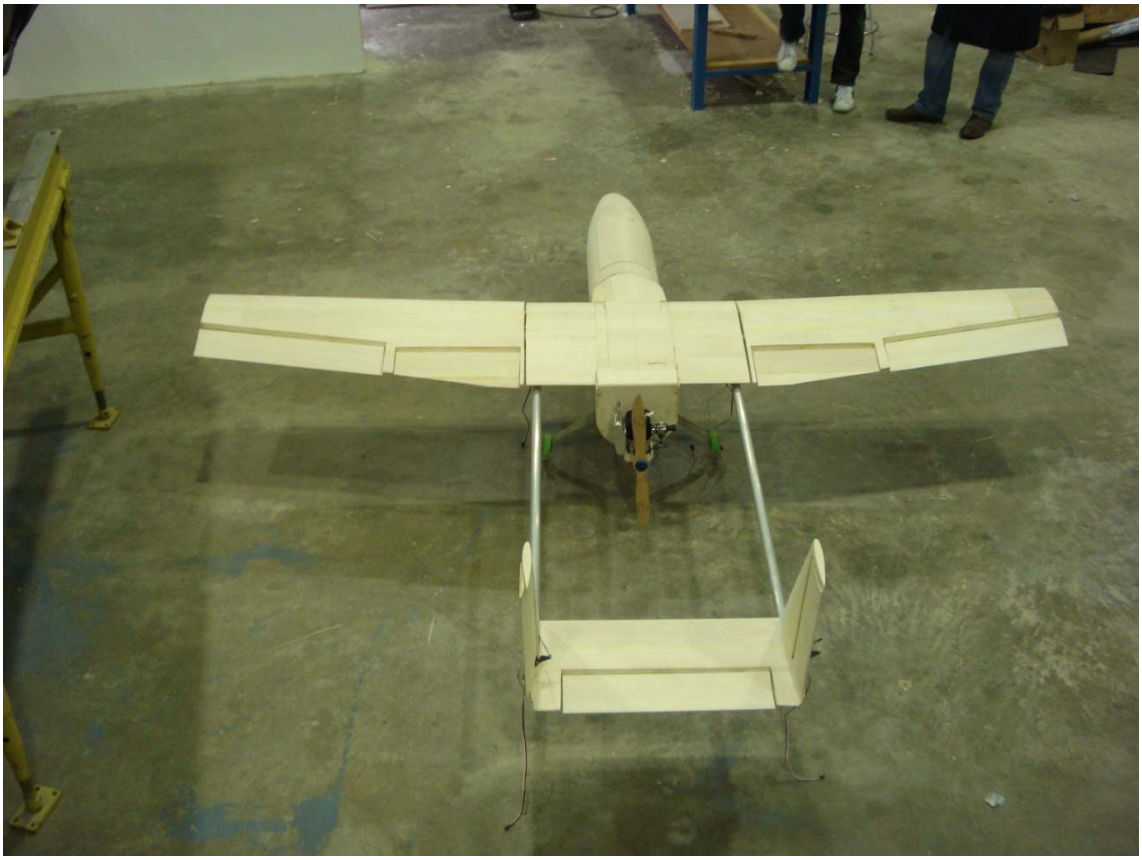


Fig. 9.23.4

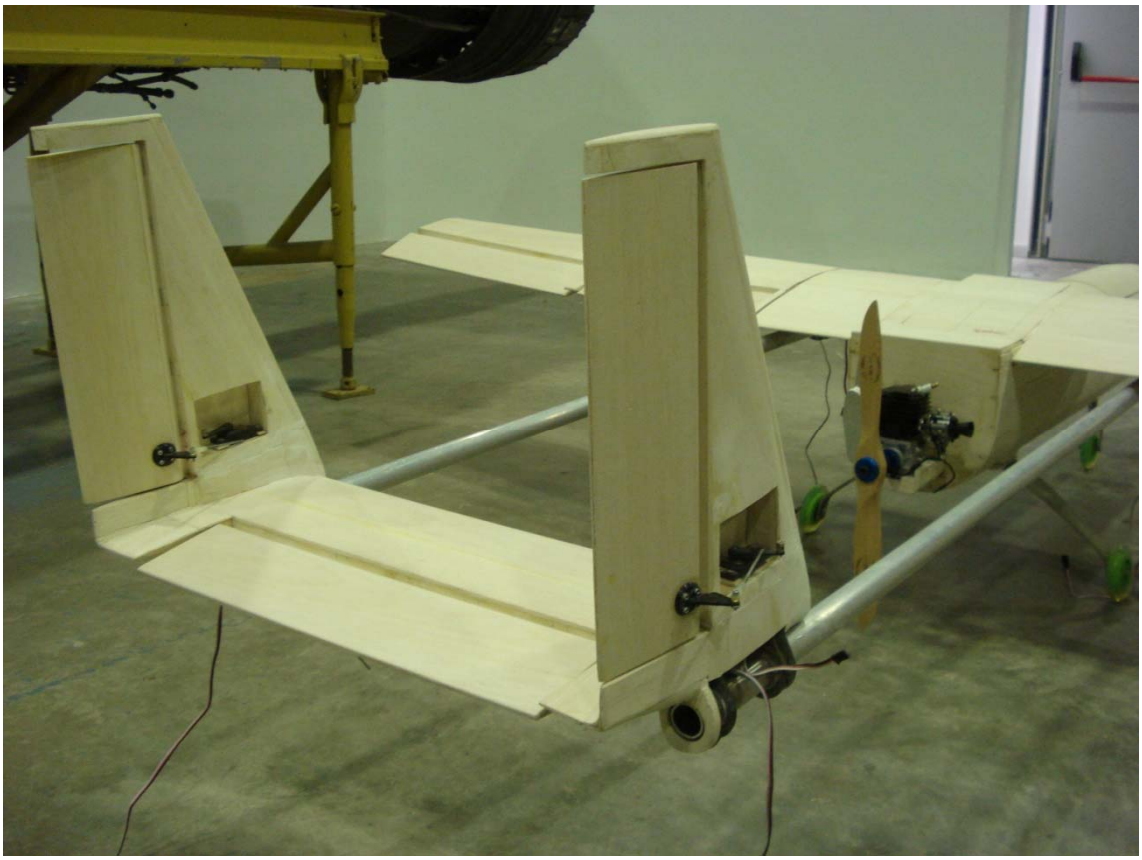


Fig. 9.23.5

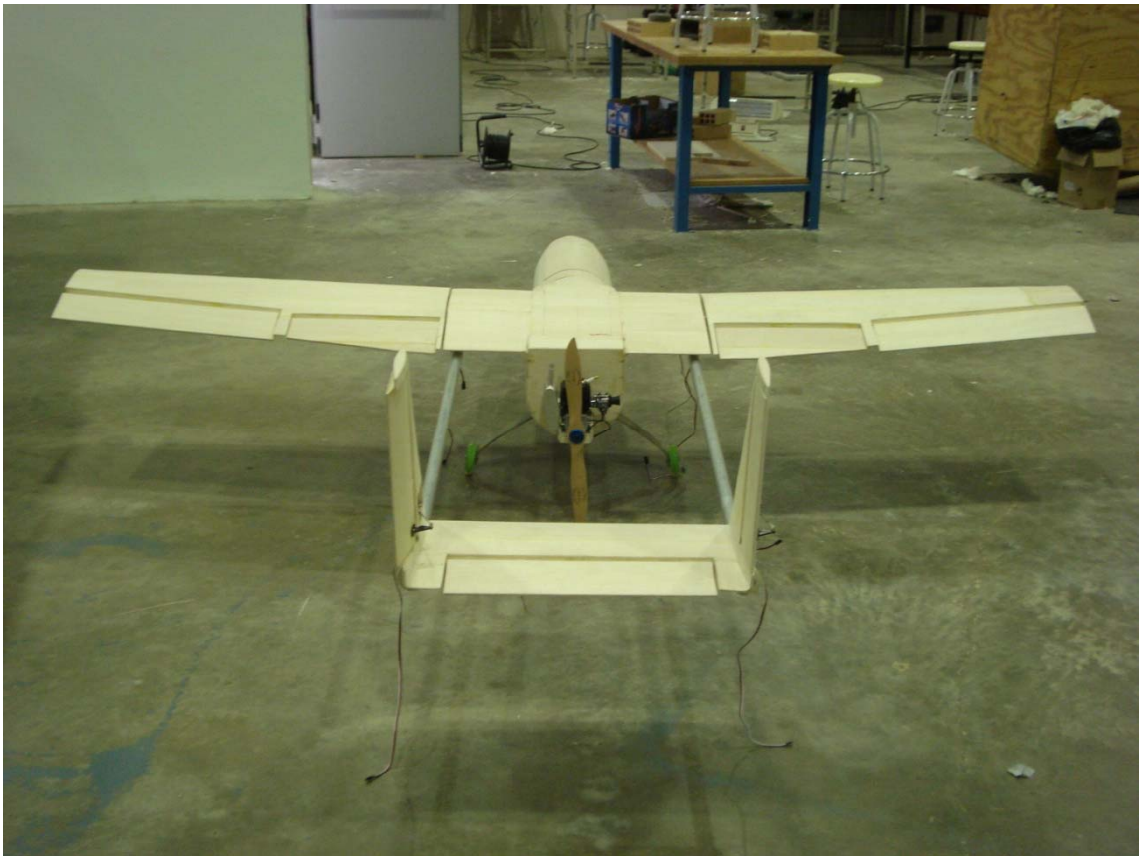


Fig. 9.23.6

9.24 Entelado y últimos detalles

A continuación se enumeran y muestran fotos de esta última fase de la construcción, consistente en el entelado y la realización de algunas tareas de acabado en la aeronave. En este apartado, el autor no se extenderá en las descripciones, ya que las actividades a realizar son puramente artesanales y no requieren de una explicación técnica.

Entelado de las superficies de control.

Previamente a cualquier operación de entelado hay que eliminar cualquier imperfección de la superficie y realizar un lijado con grano fino.

Fig. 9.24.1 - Alerones, elevador y timones de dirección entelados.

Implementar cierre de las compuertas de morro y fuselaje.

La compuerta debe quedar perfectamente encajada, y al mismo tiempo, ser fácilmente desmontable. Para ello se pegan unos cuadrados de contrachapado en diversos puntos de su contorno y en la misma posición en el morro. Se coloca la compuerta, y en estas zonas se realiza un taladro que atraviese ambos bloques (ver Fig. 9.24.2). En el bloque del morro se coloca un inserto metálico que se clava y refuerza con algo de epoxi. Este inserto permite el enroscar un tornillo sin pérdida de efectividad de la unión. Con este método se consigue una fijación muy firme de la compuerta empleando 10 tornillos 4-40. El proceso en la compuerta del fuselaje es similar.

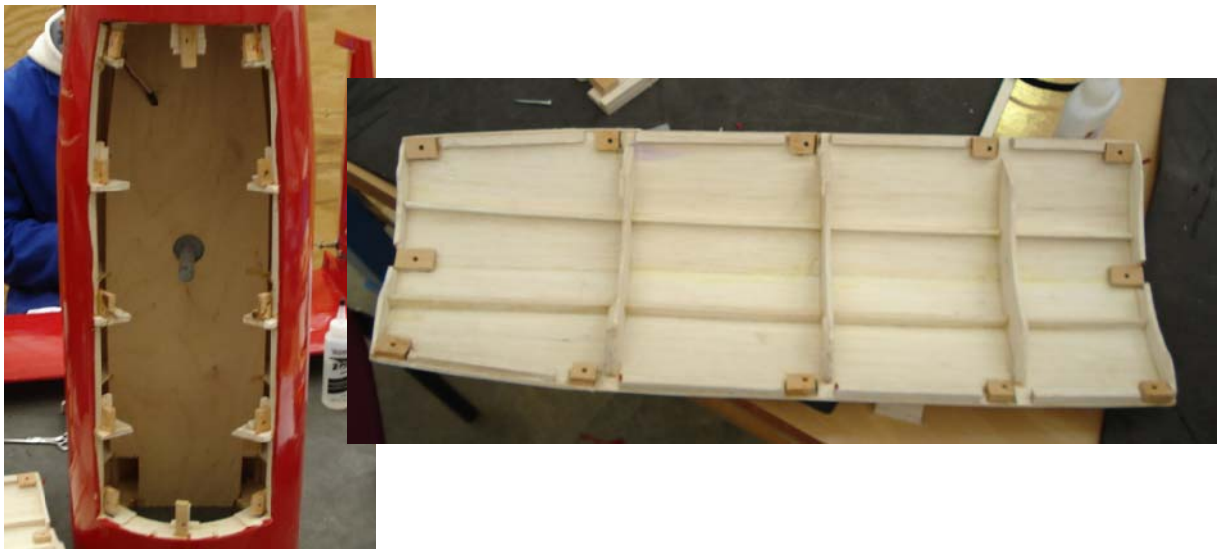


Fig. 9.24.2 - Morro y compuerta con refuerzos de contrachapado instalados, a la espera de la instalación de los insertos metálicos en el morro.

Fabricación de las puntas de ala.

Las puntas de ala se fabrican de forma artesanal a partir de bloques de balsa (ver Fig. 9.24.3).

Fig. 9.24.3 - Fabricación artesanal de las puntas de ala.

Entelado de la cola y extremos alares.

Previamente a cualquier operación de entelado hay que eliminar cualquier imperfección de la superficie y realizar un lijado con grano fino.

Fig. 9.24.4 - Entelado de la cola.

Fig. 9.24.5 - Entelado de los extremos alares.

Implementar tornillos de fijación de la unión entre morro y fuselaje

Unir fuselaje central y morro. Marcar donde deberían estar los agujeros en la cuaderna del fuselaje central para que la coordinación entre las dos piezas sea perfecta. Taladrar en los puntos marcados un agujero del tamaño adecuado para el inserto metálico. Colocar pegamento epoxi en la hélice del inserto e introducirlo en el hueco (ver Fig. 9.24.6). Volver a colocar unidos morro y fuselaje central. Introducir desde el interior del morro un tornillo en cada uno de los agujeros y tratar de enroscarlos en los insertos recién instalados (con el pegamento todavía sin curar). Ajustar los insertos metálicos con la ayuda de los tornillos para que al fraguar el pegamento, queden orientados de la manera correcta y la introducción de los tornillos en un futuro sea fácil (ver Fig. 9.24.7).

Fig. 9.24.6 - Inserto metálico introducido en la cuaderna del fuselaje central.

Fig. 9.24.7 - Se colocan larguerillos de abeto durante el proceso de ajuste para elevar el morro y poder observar si la orientación de los tornillos es la correcta.

Entelado del morro

Pegar el cono de morro, rellenar con balsa los huecos en su transición con el fuselaje. Lijar la unión de manera que no se aprecie un salto en la superficie. Antes del entelado hay que eliminar cualquier imperfección de la superficie y realizar un lijado con grano fino. Entelar.

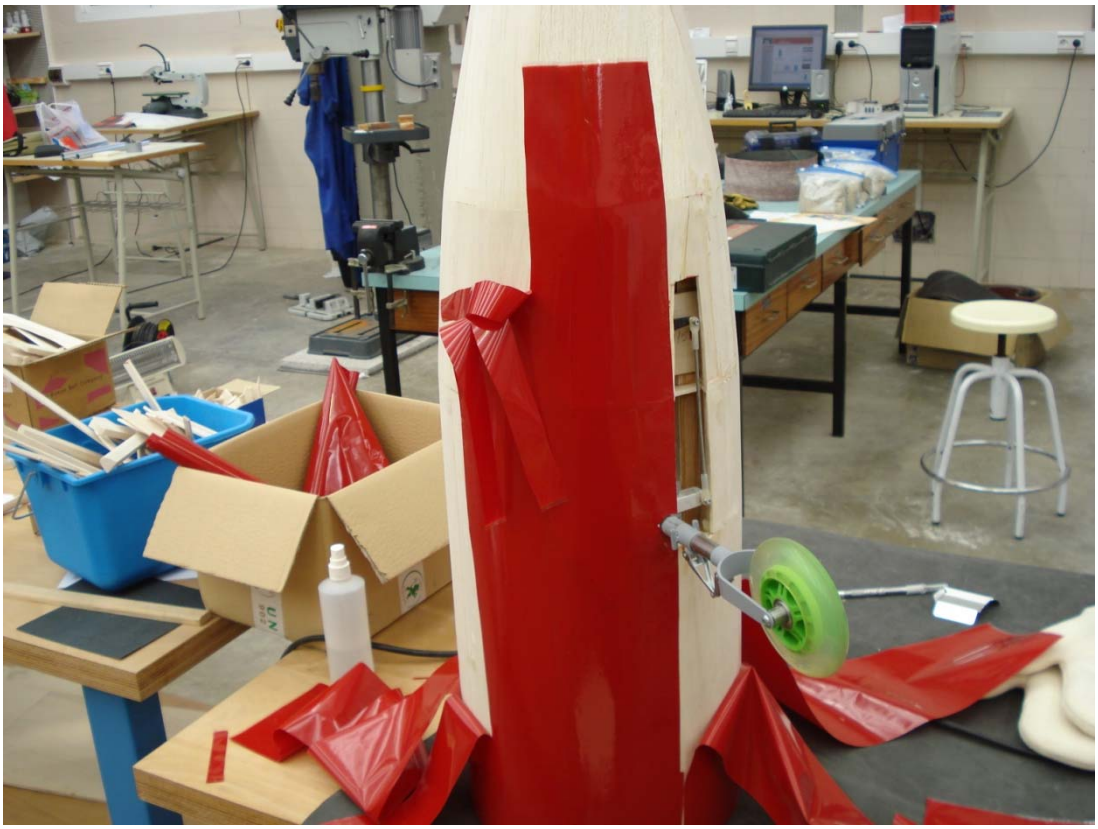


Fig. 9.24.8 - Entelado del morro.

Entelado fuselaje y ala central

Previamente a cualquier operación de entelado hay que eliminar cualquier imperfección de la superficie y realizar un lijado con grano fino.

Pegado de las bisagras

Depositar grasa en el eje de la bisagra para impedir el contacto de esta zona con el epoxi (ver Fig. 9.24.9A). Preparar una mezcla de epoxi 30 minutos. Es recomendable pegar primero las bisagras al ala y la cola, y una vez fijadas, pegar las superficies de control. El proceso de pegado es simple, empleando un alfiler, depositar epoxi en el hueco de la bisagra e introducirla (ver Fig. 9.24.9C).

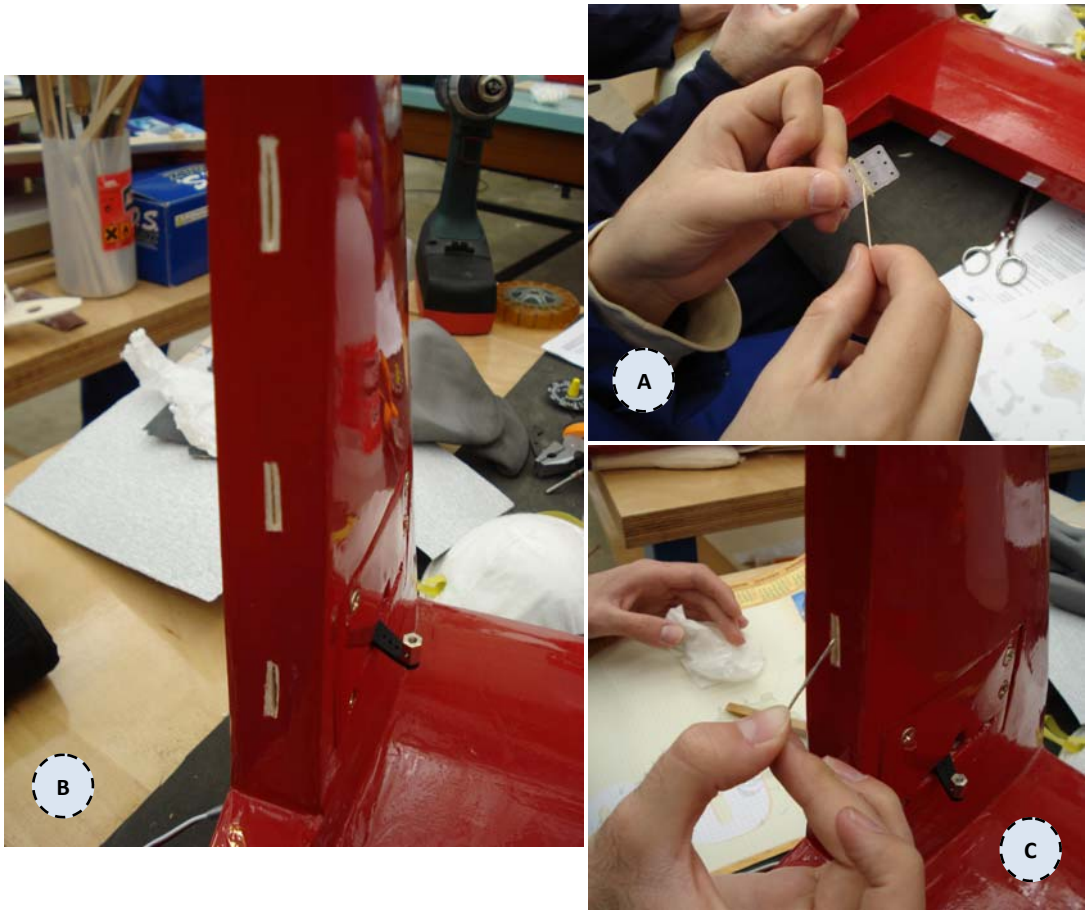


Fig. 9.24.9 - Pegado de las bisagras. Se coloca grasa en el eje (A), se deposita epoxi en la ranura (C) y se introduce la bisagra.

Implementar tornillos de fijación de la unión entre los extremos alares y el ala central

Ensamblar el ala completa. Empleando el accesorio de taladrado en L para el minitaladro, y accediendo a través de la compuerta del servo del flap, realizar dos taladros que atraviese una cara del refuerzo de contrachapado y el núcleo del larguero (ver Fig. 9.24.10 y Fig. 9.24.11A). Repetir el proceso con todos los largueros. Extraer los extremos alares. Empleando la herramienta adecuada, realizar un vaciado de poca profundidad alrededor de cada taladro, lo necesario para que una vez introducido, todo el inserto quede por debajo de la superficie del núcleo del larguero (ver Fig. 9.24.11B). El resultado final de la unión se muestra en la figura 9.24.12.

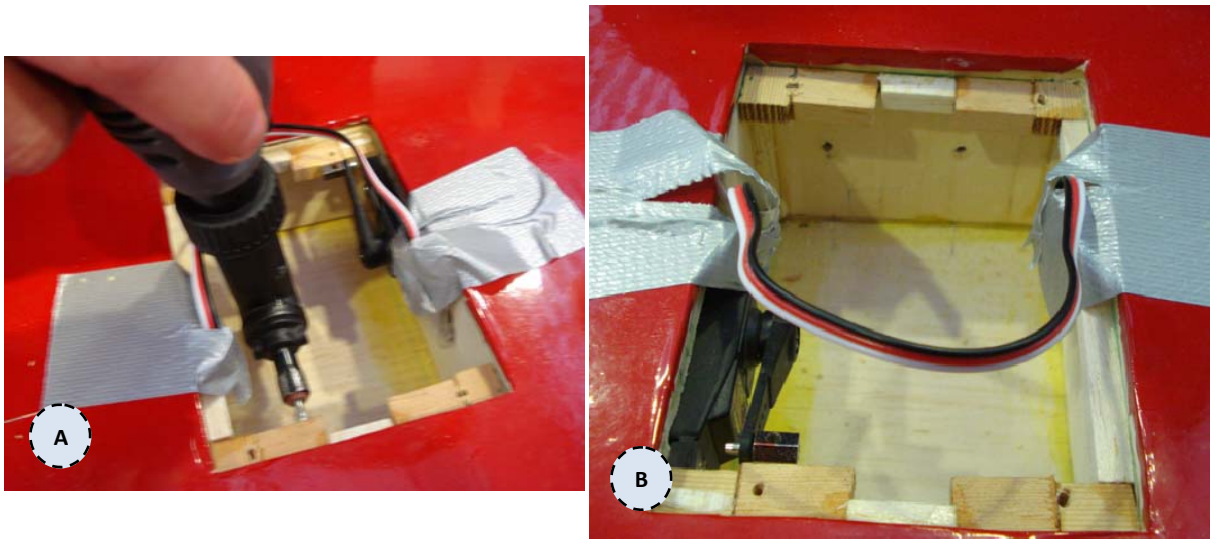


Fig. 9.24.10 - A) taladrado del conjunto del larguero y el núcleo. B) taladros resultantes en los refuerzos de contrachapado del larguero.

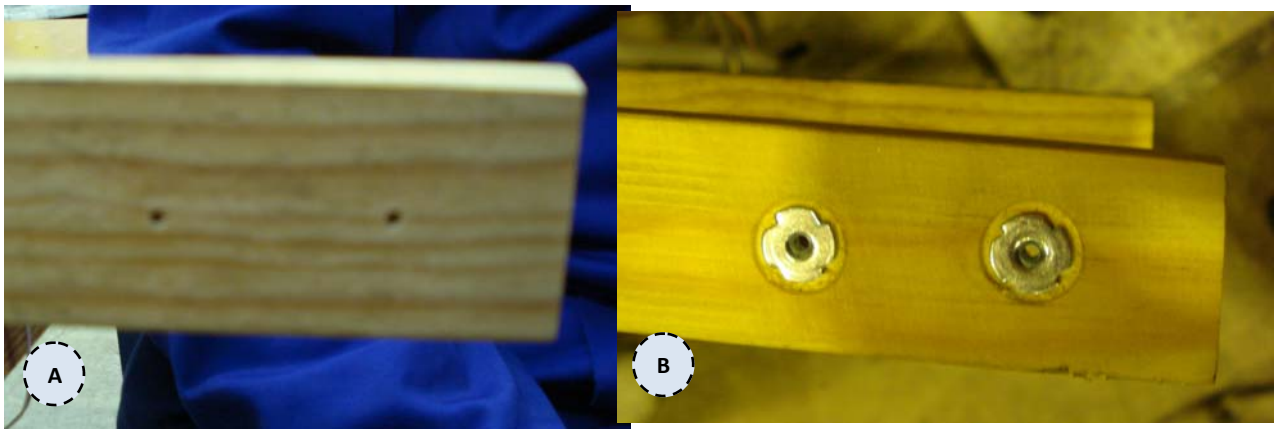


Fig. 9.24.11 - A) taladros en el núcleo de los largueros. B) se aprecia el ligero vaciado realizado en el larguero y los insertos metálicos.

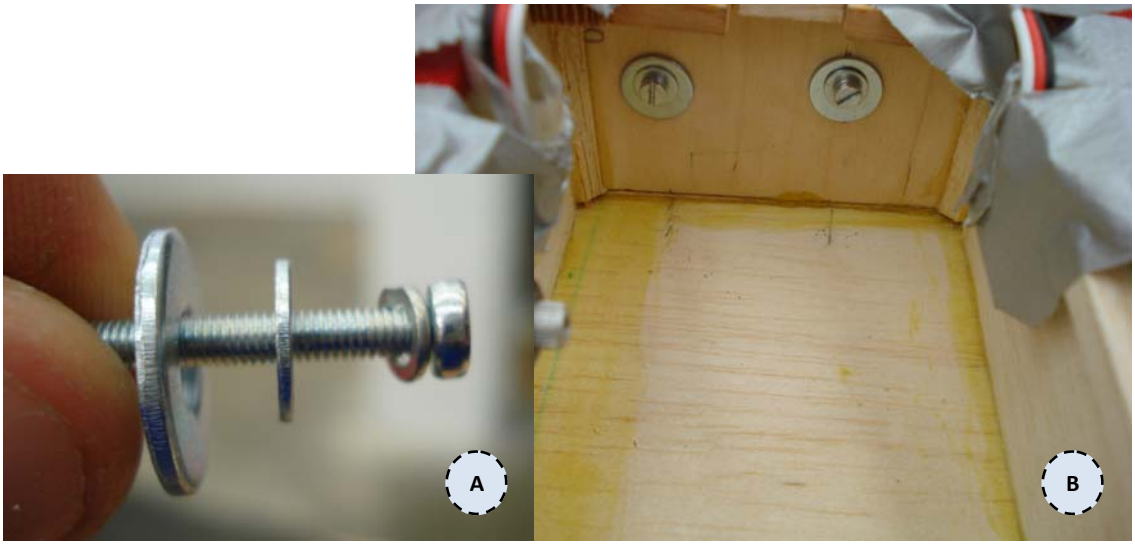


Fig. 9.24.12 - A) conjunto de arandelas empleadas para aumentar la superficie de apoyo. B) estado final de la unión.

9.25 Conjunto de fotos del Céfiro Nº4

A continuación se muestran imágenes del CÉFIRO 01 al final de la fase de construcción de la estructura, antes de iniciar la fase de integración de sistemas.

Fig. 9.25.1

Fig. 9.25.2

Fig. 9.25.3

Fig. 9.25.4

Fig. 9.25.5

Fig. 9.25.6

Fig. 9.25.7

9.26 Conjunto de fotos del Céfiro Nº5

A continuación se muestran fotos del Céfiro concluido.

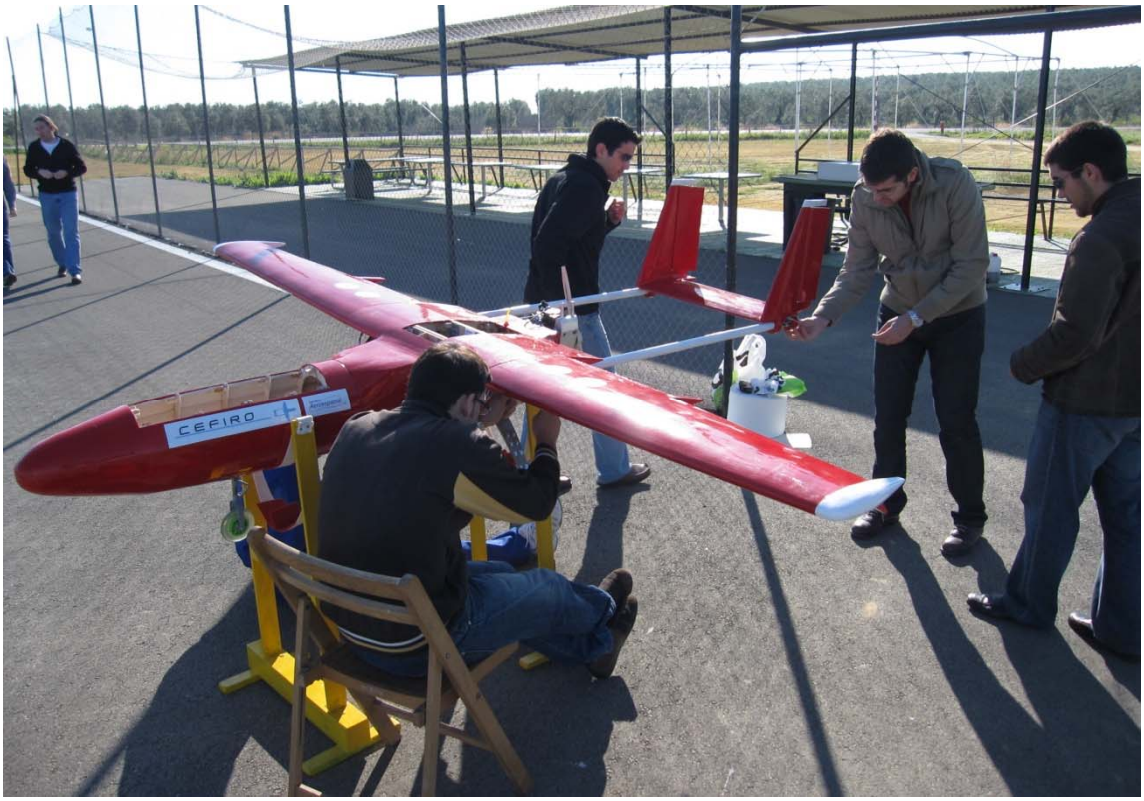


Fig. 9.26.1

Fig. 9.26.2

Fig. 9.26.3

Fig. 9.26.4

Fig. 9.26.5

Fig. 9.26.6

Apéndice 1: Definición de las propiedades mecánicas de la madera

La madera se considera como un material ortótropo, debido a que posee propiedades mecánicas diferentes según tres ejes perpendiculares. El eje longitudinal (L) es paralelo a la dirección de la fibra; el radial (R) es normal a los anillos de crecimiento; y el tangencial (T) es perpendicular al grano o fibra y tangente a los anillos de crecimiento (ver Fig. Ap1.1).

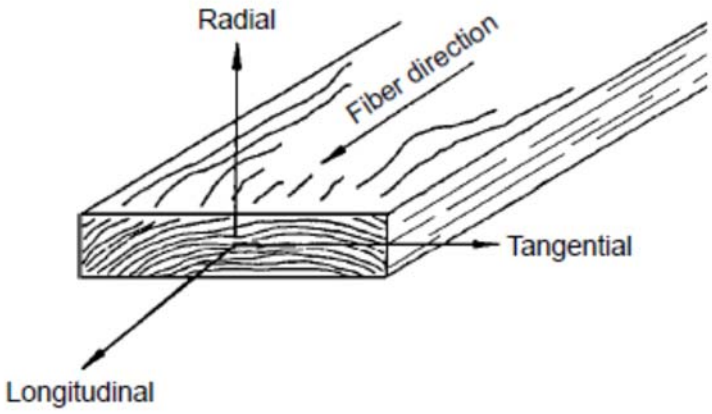


Fig. Ap1.1 - Ejes principales de la estructura interna de la madera. Imagen extraída de [B1].

A continuación se definen una serie de propiedades mecánicas de la madera. Toda la información aquí recogida ha sido extraída de [B1], [B2], [B3], [W1] y [W2]

Deformación de la madera

Para comprender la naturaleza de la madera, hay que entender cómo se deforma al aplicar una carga. Para ello se usará como ejemplo un ensayo de flexión en el que se aplica un carga en el centro de una viga bi-apoyada, con la máquina configurada a una tasa de desplazamiento constante (ver Fig. Ap1.2). Como resultado del ensayo se obtiene un diagrama donde se representa la carga aplicada por la maquina y el desplazamiento del punto de aplicación de la misma (ver Fig. Ap1.3).

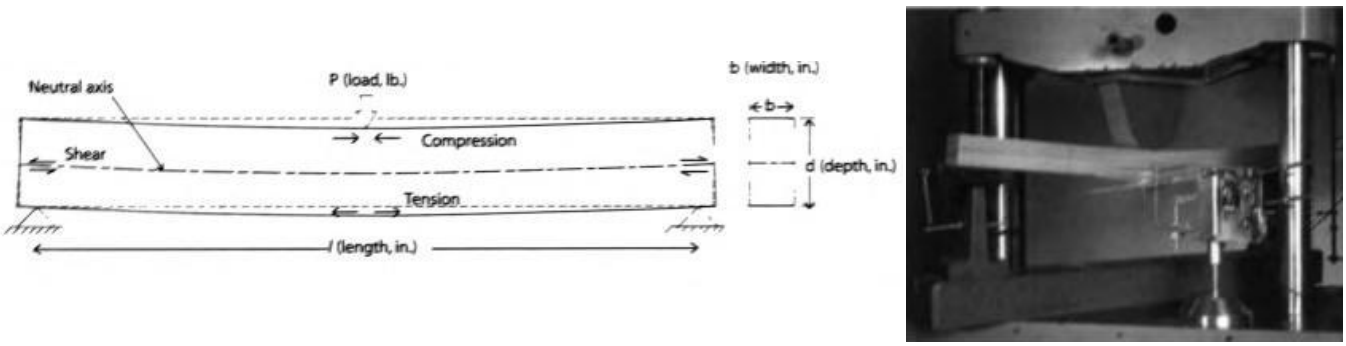


Fig. Ap1.2 - Esquema y foto del ensayo estático de flexión. Imagen extraída de [B2].

La primera parte del diagrama es lineal, donde la deflexión es directamente proporcional a la carga y si la carga deja de actuar la viga vuelve a su forma original. Cuando se incrementa la carga por encima del punto denominado límite de proporcionalidad, los aumentos de la deflexión son más grandes que los respectivos aumentos de la carga aplicada, pero la elasticidad del material todavía se conserva. Cuando el límite de elasticidad es alcanzado, el material se vuelve plástico, es decir, a partir de ese instante si se retira la carga permanecerá cierta deformación. Al llegar al punto de máxima carga admisible, el material comenzará a romperse y se apreciará una fuerte reducción de la carga necesaria para producir el desplazamiento de la máquina. La ultima parte de la curva, en la que la carga disminuye su valor, no podría representarse si el control de la máquina de ensayos hubiera sido en carga, y no en desplazamiento, y se puede considerar que a efectos prácticos el material ya es inservible cuando alcanza el punto de máxima carga admisible.

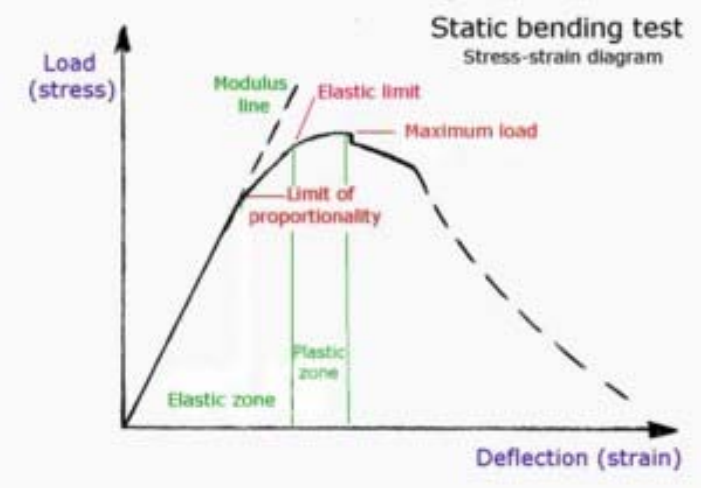


Fig. Ap1.3 - Diagrama tensión-deformación de un ensayo de flexión simple. Imagen extraída de [W2].

Propiedades elásticas

Para describir la madera (y cualquier material ortótropo), se requieren 12 constantes: tres módulos de elasticidad E, tres módulos de rigidez G, y seis módulos de Poisson μ, de las cuales solo 9 son independientes. Los módulos de elasticidad y coeficiente de Poisson están relacionados por expresiones de la forma:

$$\frac{\mu_{ij}}{E_i} = \frac{\mu_{ji}}{E_j}, \quad i \neq j \quad i,j = L,R,T$$

Donde L, R y T son los ejes longitudinal, radial y tangencial. Estos coeficientes, varían dentro de una misma especie por muchos factores. La madera proviene de organismos que viven en entornos variables, con lo cual una madera extraída en un lugar, no tendrá exactamente las mismas propiedades que las de otro. Además son muy dependientes de la humedad y del estado del espécimen (contenido en nudos, forma de la veta, etc).

Módulos de elasticidad (*Modulus of elasticity*)

Elasticidad implica que la deformación producida por las tensiones generadas por el esfuerzo al que es sometida la pieza, son totalmente recuperables al desaparecer la solicitación. Si se aplica una carga por encima de la zona de comportamiento elástico el material plastifica o rompe. Los módulos de elasticidad representan la tensión que se debe producir en un punto del material para que se dé una deformación unidad. Se definen tres módulos de elasticidad en la madera, uno por cada uno de los ejes descritos: E_L, E_R y E_T.

Coeficiente de Poisson (*Poisson's ratio*)

Cuando un elemento es cargado axialmente, la deformación perpendicular a la dirección de la carga es proporcional a la deformación en la dirección paralela a la carga. Al cociente entre la deformación transversal y la axial se le denomina coeficiente de Poisson. En el caso de un material ortótropo, como la madera, se definen 6 coeficientes de Poisson: μ_{LR}, μ_{RL}, μ_{LT}, μ_{TL}, μ_{RT} y μ_{TR}. La primera letra del subíndice refiere a la dirección de la tensión aplicada y la segunda letra a la dirección de deformación trasversal. Por ejemplo, μ_{LR} es el coeficiente de Poisson para deformaciones a lo largo del eje radial, causadas por tensiones a lo largo del eje longitudinal.

Modulo de rigidez (*Modulus of rigidity*)

El modulo de rigidez indica la resistencia a la deflexión de un elemento causada por una tensión tangencial pura. Para materiales ortótropos como la madera se definen tres módulos de rigidez: G_{LR}, G_{LT} y G_{RT}, que son las constantes elásticas en los planos *LR*, *LT* y *RT* respectivamente. Por ejemplo, G_{LR} es el modulo de rigidez basado en la deformación tangencial que aparece en el plano *LR* al aplicar una tensión tangencial pura en los planos *LT* y *RT*.

Propiedades resistentes

Modulo de ruptura (*Modulus of rupture*)

Indica la máxima capacidad de carga en el ensayo de flexión estática (comentado anteriormente) y es proporcional al máximo momento soportable por el elemento. El módulo de ruptura es un criterio de resistencia aceptado, aunque no es la tensión real que se da en la pieza en el momento de ruptura. Esto se debe a que el modulo de ruptura se calcula teniendo en cuenta una distribución lineal de tensiones en la sección de la viga, lo que solo es válido hasta el límite de proporcionalidad, y en los momentos finales del ensayo la pieza se encuentra más allá de este límite.

Por tanto no sirve para conocer la tensión máxima del punto más solicitado de la sección de la viga en el instante de ruptura, sino solo para realizar el cálculo del momento máximo soportable para una sección dada.

Trabajo hasta la máxima carga (*Work to maximun load*)

Desde un punto de vista técnico lo que mide es la energía absorbida por el material hasta llegar a la máxima carga soportable, es representada por el área bajo la curva tensión-deformación hasta la abscisa de máxima carga. Este cálculo se realiza en el ensayo de flexión estática comentado anteriormente.

Resistencia a compresión en la dirección perpendicular al grano (*Compressive strength perpendicular to grain*)

Cuando una viga es sometida a una carga, en la zona de aplicación y en los apoyos se producirá una compresión perpendicular al grano. La presión que se ejerce en estas zonas es medible, ya que se conocen las fuerzas, y las superficies de la zona de aplicación, por tanto la resistencia a compresión perpendicular al plano vendrá determinada por la presión en el momento de fallo (por aplastamiento local) de alguna de estas zonas.

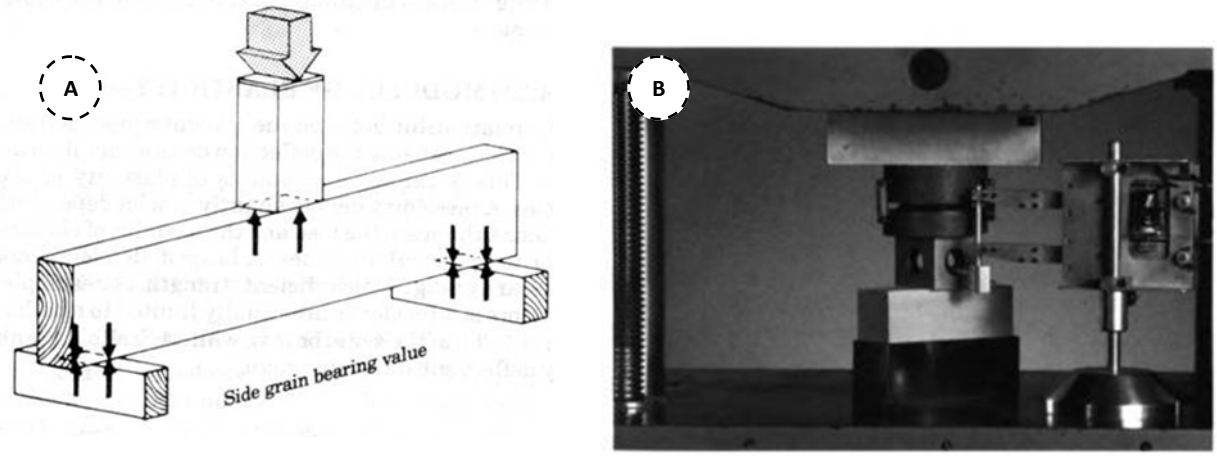


Fig. Ap1.4 - A) compresión perpendicular al grano que se da en las zonas de apoyos y de aplicación de carga de una viga. B) foto de un ensayo de compresión perpendicular al grano. Extraídas de [W1] y [B2] respectivamente.

En este ensayo (ver Fig. Ap1.4), aunque se dé la rotura local, no se aprecia en la gráfica carga-deformación una carga máxima clara (ver Fig. Ap1.5), ya que al comprimirse las fibras unas con otras, forman un bloque cada vez más comprimido y resistente, aumentando indefinidamente la deformación y la carga.

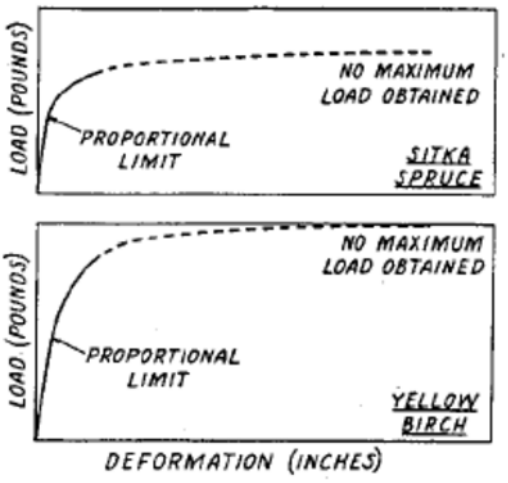


Fig. Ap1.5 - Diagramas carga-deformación de un ensayo de compresión perpendicular al grano. Extraída de [B3].

Resistencia a compresión paralelo al grano (*Compressive strength paralel to grain*)

Máxima tensión soportada por un espécimen sometido a compresión paralela a su grano. Esta es una situación típica de columnas, pilares y postes, en los cuales se dan esfuerzos de compresión y el grano está orientado en esta misma dirección.

En el ensayo de compresión paralela al grano, al contrario que en el de compresión perpendicular al grano, sí se obtiene una carga máxima (ver Fig. Ap1.6).

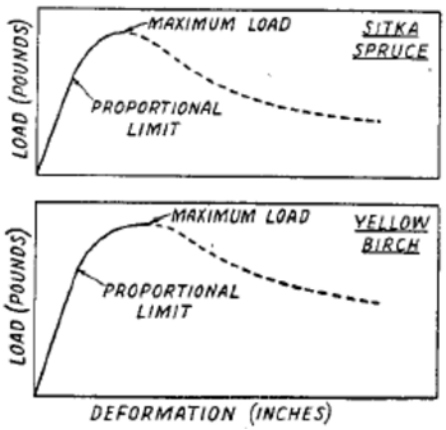


Fig. Ap1.6 - Diagramas carga-deformación de un ensayo de compresión paralelo al grano. Extraída de [B3].

Resistencia a cortante paralelo al grano (*Shear strength paralel to grain*)

Representa la capacidad del material a resistir el deslizamiento interno de un elemento con respecto a otro a lo largo del grano. En la siguiente figura se muestra claramente el mecanismo de formación de esta tensión tangencial paralela a la dirección de la fibra.

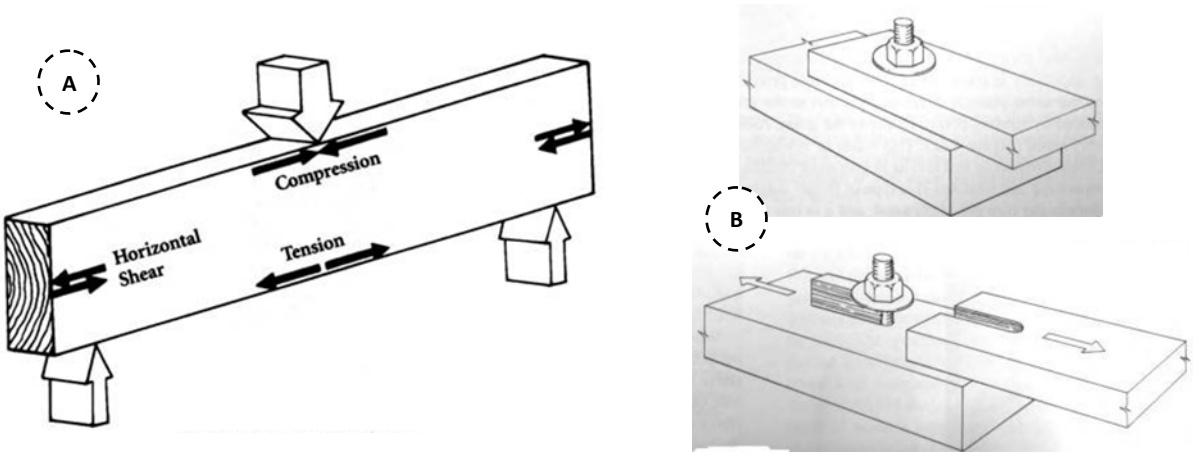


Fig. Ap1.7 - A) zona en la que se produce cortante paralelo al grano en un ensayo de flexión. B) típica situación en la que se da fallo por cortante paralelo al grano en el entorno de una unión. Extraídas de [W1] y [B2] respectivamente.

La madera es muy resistente a la tensión tangencial perpendicular al grano, y esta es difícil de medir, e interpretar, por eso no se trata en este documento.

Impact bending

Esta propiedad caracteriza la capacidad del material para absorber energía hasta la rotura de la pieza. En el ensayo se deja caer sobre la viga un martillo desde alturas cada vez mayores hasta que la ruptura de la pieza, o hasta que se dé una deformación de 152 mm o más. La máxima altura de caída o la caída que produjo el fallo, es un valor comparativo que representa la habilidad de la madera para absorber impactos que causen tensiones por encima

del límite de proporcionalidad del material, que es el punto en el que la curva tensión deformación deja de ser lineal.

Resistencia perpendicular al grano (Tensile strength perpendicular to grain)

Este valor caracteriza la resistencia de la madera a fuerzas que actúan perpendiculares al grano, ya sea en dirección tangencial o radial. Los valores de resistencia son el promedio de los obtenidos en la dirección tangencial y radial.

Dureza (Hardeness)

En general se define como la resistencia a la penetración usando el ensayo modificado de Janka, que mide la carga necesaria para incrustar una bola de 11,28 mm la mitad de su diámetro. Los valores que se presentan son el promedio de los obtenidos en la dirección tangencial y radial.

Resistencia paralela al grano (Tensile stregth parallel to grain)

Es la máxima tensión soportada en la dirección del grano.

Apéndice 2: Cálculo de los tail-boom

En este apéndice se realizará un cálculo detallado del dimensionado de la sección de los tail-boom. Para todos los cálculos se ha empleado el programa EES (Engineering Ecuation Solver), que permite la resolución de sistemas de ecuaciones y la realización de estudios paramétricos. El archivo se puede encontrar en el directorio Documentos del CD del proyecto.

Nomenclatura

La nomenclatura empleada es la siguiente:

R_i	Radio interno	L_H	Sustentación del estabilizador horizontal
R_e	Radio externo	D_H	Resistencia del estabilizador horizontal
t	Espesor del tubo	L_V	Sustentación de un estabilizador vertical
L tubo	Distancia de tubo desde el punto de salida en la cogida del ala central, hasta los puntos de actuación de las fuerzas la cola.	D_V	Resistencia de un estabilizador vertical
		FI	Fuerzas de inercia

Análisis de las fuerzas que actúan en la cola

En la cola actúan fuerzas aerodinámicas y fuerzas inerciales. Estas fuerzas, y su punto de aplicación se muestran en la siguiente figura.

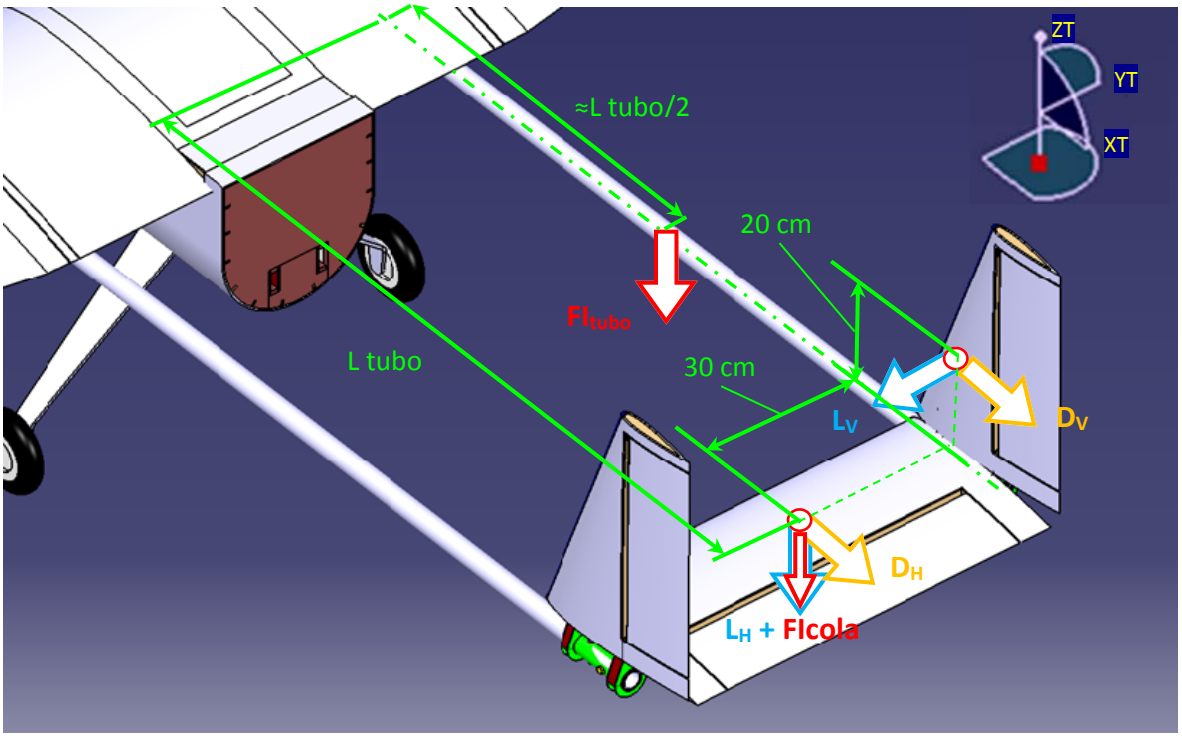


Fig. Ap2.1 - Esquema de las fuerzas que actúan sobre el tail-boom, puntos de actuación y distancias a la cogida del ala central.

El punto de actuación de las fuerzas aerodinámicas del estabilizador horizontal (centro aerodinámico del estabilizador horizontal) está muy próximo al centro de gravedad de la cola, por ello, las fuerzas aerodinámicas del estabilizador horizontal y la fuerza de inercia de la cola se aplican, en primera aproximación, en el mismo punto. En concreto, están aplicadas a unos 10 cm del borde de ataque del estabilizador horizontal. El punto de actuación de las fuerzas aerodinámicas del estabilizador vertical (centro aerodinámico del estabilizador vertical) se ha situado por simplicidad en la misma vertical del punto de actuación de fuerzas del estabilizador horizontal. Por último el punto de actuación de las fuerzas de inercia del tubo, se sitúa en primera aproximación, a una distancia de la cogida del ala central $L_{tubo}/2$. Para Ltubo se considerará la distancia de tubo desde la salida de la cogida del ala central hasta el punto de aplicación de fuerzas del estabilizador horizontal y el estabilizador vertical (ver Fig. Ap2.1).

El valor de las fuerzas aerodinámicas vienen dados por el encargado de aerodinámica, y son una estimación de los valores máximos que pueden aparecer en dichas superficies. El valor de las fuerzas de inercia se ha extraído de los pesos obtenidos de CATIA.

En la siguiente tabla se muestran las fuerzas que le corresponderían a un solo tail-boom. De esta manera, un tail-boom tendría que soportar la mitad de las fuerzas aerodinámicas del EH, las fuerzas aerodinámicas de un EV, la mitad del peso de la cola, y el peso completo de sí mismo. Los fuerzas referidas a un solo tail-boom se denotarán con el sufijo L/2.

$$L_{H/2} = 41{,}07\ N \qquad L_{V/2} = L_V = 30{,}5\ N \qquad FI_{COLA/2} = \frac{1{,}52kg}{2} \times 9.8\frac{N}{kg} \times 4Gs = 29{,}79\ N$$

$$D_{H/2} = 6{,}84\ N \qquad D_{V/2} = D_V = 5{,}075\ N \qquad FI_{TUBO} = \rho \times V \times 9.8\frac{N}{kg} \times 4Gs$$

Calculo de los esfuerzos del tubo en la cogida del ala central

Se ha considerado que el tail-boom se comporta como una viga en voladizo empotrada en la cogida del ala central. Por tanto hay que calcular los esfuerzos actuantes en esa sección del tubo. Los ejes considerados se pueden ver en la esquina superior derecha de la figura del esquema de fuerzas. En la siguiente tabla se recogen los esfuerzos calculados:

	F_{XT}	F_{YT}	F_{ZT}	M_{XT}	M_{YT}	M_{ZT}
$L_{H/2}$	0	0	**41,07 N**	0,3m x 41,07N =**12,32 Nm**	**L_{tubo} x 41,07N**	0
$D_{H/2}$	**6,84 N**	0	0	0	0	0,3m x 6,84N = **2,05 Nm**
$L_{V/2}$	0	**30,5 N**	0	0,2m x 30,5N = **6,1 Nm**	0	**L_{tubo} x 30,5N**
$D_{V/2}$	**5,075 N**	0	0	0	0,2m x 5,075N = **1,015 Nm**	0
$FI_{COLA/2}$	0	0	**29,79 N**	0,3m x 29,79N = **8,94 Nm**	**L_{tubo} x 29,79**	0
FI_{TUBO}	0	0	**FI_{tubo}**	0	**$L_{tubo}/2$ x FI_{tubo}**	0

En la tabla se indican los esfuerzos (encabezado de las columnas) a los que está sometido el tubo en la zona del encastre debido a las fuerzas que actúan sobre el conjunto cola (encabezado de las filas).

Los valores totales son:

$$F_{XT} = 11{,}915\ N$$

$$F_{YT} = 30{,}5\ N$$

$$F_{ZT} = 70{,}86\ N + Fl_{tubo}$$

$$M_{XT} = 27{,}36\ N$$

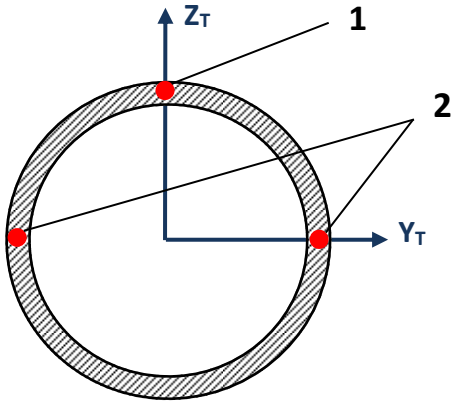
$$M_{YT} = 1{,}015\ Nm + L_{tubo} \times (70{,}86 + Fl_{tubo}/2)$$

$$M_{ZT} = 2{,}05\ Nm + L_{tubo} \times 30{,}5N$$

Además a estos valores se le aplicará un determinado factor de seguridad.

Calculo de las tensiones máximas

Los puntos de mayor tensión son el punto superior y los puntos laterales. En cada uno de ellos se calculará una tensión equivalente mediante el criterio de Von Misses, la mayor de éstas será la tensión máxima de la sección. Para que la sección sea válida este valor deberá ser inferior al límite elástico.



Tensiones equivalentes:

$$\sigma_{eq1} = \sqrt{(\sigma_{MyT} + \sigma_N)^2 + 3(\tau_{MxT} + \tau_{FyT})^2}$$

$$\sigma_{eq2} = \sqrt{(\sigma_{MzT} + \sigma_N)^2 + 3(\tau_{MxT} + \tau_{FzT})^2}$$

El resto de ecuaciones que completan el sistema son:

Datos geométricos:

$$A = \pi\left({R_e}^2 - {R_i}^2\right)$$

$$I_{YT} = I_{ZT} = \frac{\pi}{4}\left({R_e}^4 - {R_i}^4\right)$$

$$I_0 = \pi\frac{{R_e}^4 - {R_i}^4}{2}$$

$$R_m = \frac{R_e + R_i}{2}$$

Esfuerzo axil:

$$\sigma_N = \frac{N}{A}$$

Flexión simple:

$$\sigma_{MyT} = \frac{M_{YT}}{I_{YT}} R_e$$

$$\sigma_{MzT} = \frac{M_{ZT}}{I_{ZT}} R_e$$

Cortante:

$$\tau_{FyT} = \frac{4\,F_{YT}}{3\,A}\left(1 + \frac{R_e\,R_i}{{R_e}^2 + {R_i}^2}\right)$$

$$\tau_{FzT} = \frac{4\,F_{ZT}}{3\,A}\left(1 + \frac{R_e\,R_i}{{R_e}^2 + {R_i}^2}\right)$$

Torsión:

$$\tau_{MxT} = \frac{M_{XT}}{I_0} R_m$$

Resultados

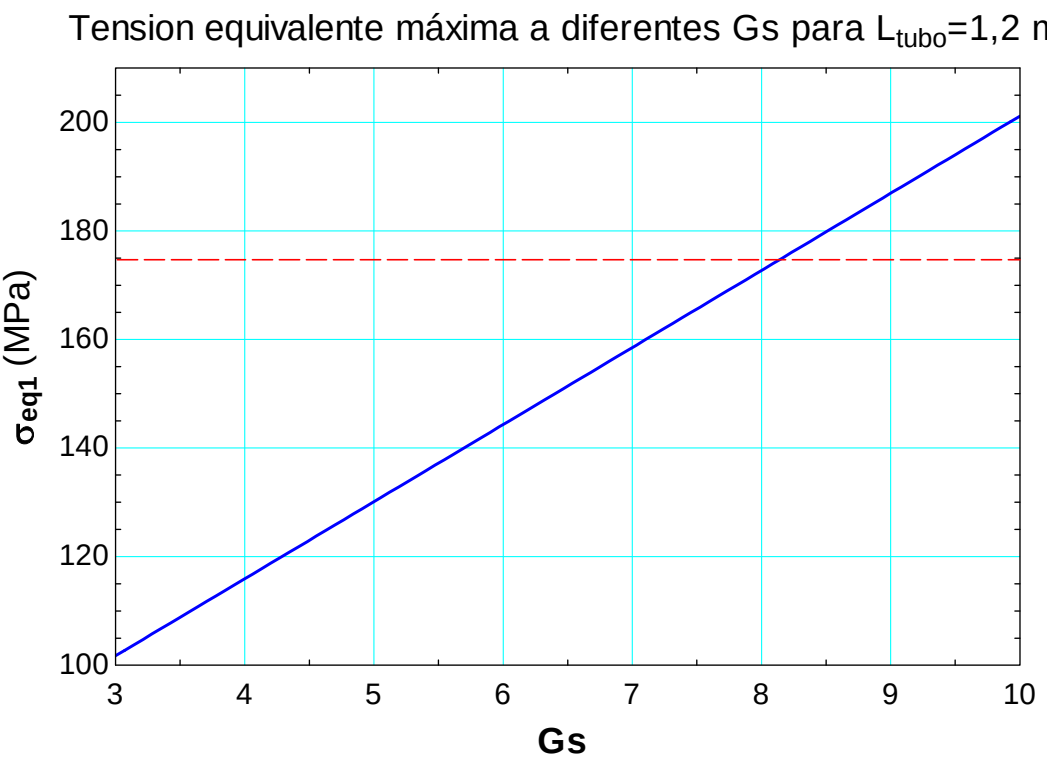
Se han tomado diferentes combinaciones de radio exterior y espesor de acuerdo con los perfiles comerciales que se pueden encontrar en el mercado. El material de las barras es aluminio 6063, que es el más extendido en extrusión de tubos. Posee una carga de rotura de 215 MPa, un límite elástico de 175 MPa y un límite de fatiga de 150 MPa. Las tensiones máximas equivalentes obtenidas para diferentes diámetros y espesores comerciales son:

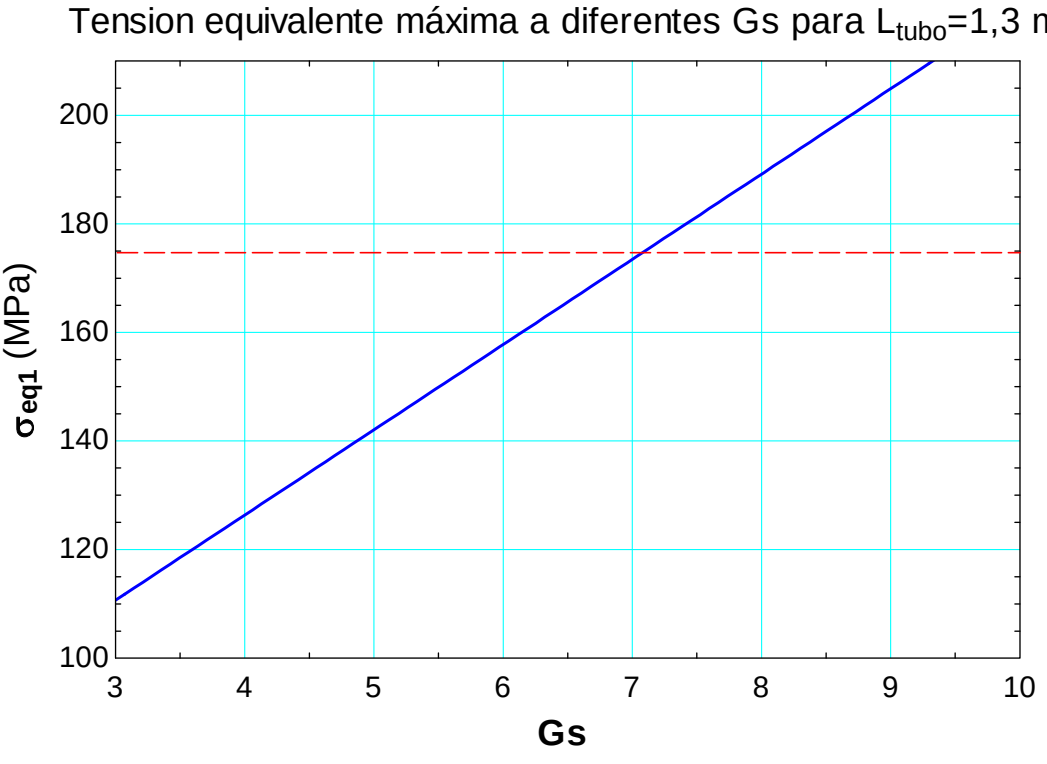
Diámetro exterior (mm)	Diámetro interior (mm)	Espesor (mm)	σ_{eq1} (MPa)	σ_{eq2} (MPa)	Peso total de los 2 tail-boom (kg)
20	16	2	297,7	133	0,9495
20	17	1,5	359,8	165,3	0,7319
20	18	1	488,5	231,2	0,5011
25	20	2,5	161	68,45	1,484
25	21	2	184,4	80,87	1,213
25	22	1,5	224,9	101,9	0,9297
30	24	3	99,22	39,86	2,136
30	25	2,5	109,8	45,62	1,813
30	26	2	126,3	54,39	1,477
30	27	1,5	154,7	69,17	1,128
32	27	2,5	96,22	39,61	1,945
32	29	1,5	135,8	60,39	1,207

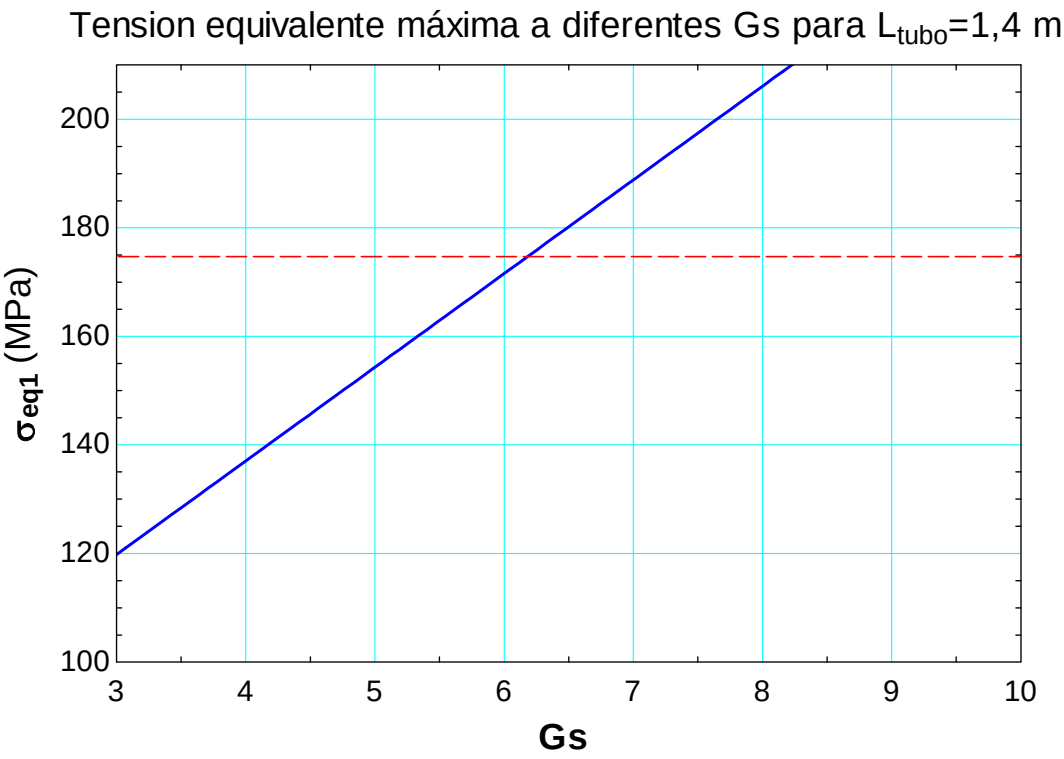
Tabla de resultados para Ltubo=1,3 m, maniobra máxima 4Gs y coeficiente de seguridad de 1,3

Vistos los resultados, el tubo seleccionado es de diámetro 30 mm y espesor 2 mm. Los cálculos han sido realizados para un Ltubo de 1,3 m. Estos 1,3 m son equivalentes a 1,23 m del parámetro longitud de tubo empleado por el encargado de estabilidad.

A continuación se va a realizar un análisis para determinar la utilidad del tubo seleccionado con otros parámetros de actuación.







Para el CÉFIRO 01 el encargado de estabilidad seleccionó una longitud de 1,1 m según su parámetro, que equivalen a 1,17 m del parámetro Ltubo empleado en este documento. En la gráfica de tensión equivalente máxima correspondiente a Ltubo=1,2 m se aprecia como la máxima maniobra admisible sin que aparezcan deformaciones permanentes en el tubo es de 8 Gs.

Apéndice 3: Cálculo de los largueros del ala.

Esta información se puede consultar en el documento “Calculo de los largueros del ala del UAV Céfiro” que se encuentra en posesión del departamento de Ingeniería Aeroespacial.

Apéndice 4: Análisis de elementos finitos del morro.

Introducción

Para el análisis de elementos finitos se ha empleado el módulo de Catia Surface Design para realizar un modelo de superficies, que luego es exportado a Patran, donde se añaden elementos tipo placa, cargas y condiciones de contorno. Una hipótesis simplificativa adoptada, es el uso de modelos isótropos equivalentes para la madera.

Como ya se comentó en el capítulo de materiales, la madera tiene un comportamiento ortótropo definido por 9 constantes, pero en el caso de tensión plana de una lámina (como costillas, largueros, y revestimiento) el número de constantes se reduce a 4.

Un análisis de estas estructuras considerando un comportamiento ortótropo, para el cual habría que definir unas direcciones de la veta de la madera, sería bastante complejo. Como nuestro objetivo, en este diseño conceptual, es valorar si la estructura en su conjunto está bien dimensionada en términos generales, se hará la simplificación de considerar un modelo isótropo equivalente, tomando las propiedades en la dirección de la veta (E_x , υ_{xy}) ya que en general las cargas actuarán en esta dirección al haberse situado la veta en el diseño en las direcciones más favorables. Esto es una hipótesis bastante fuerte desde el punto de vista de la exactitud de los resultados, pero con ella podremos establecer si en general nuestra estructura se encuentra próxima o lejana a los valores de rotura del material, y de que orden de magnitud serán las tensiones y deformaciones y en que zonas se concentran.

Análisis del morro

Se trata de una pieza de responsabilidad, ya que en su interior se alberga gran parte de la carga de pago (un porcentaje muy alto del valor económico del UAV). El espesor del revestimiento es de 2 mm, mientras que el espesor del resto de elementos es de 6,35 mm.

A la pieza se la somete a una carga repartida de 125 N totales, en el extremo de la bandeja donde va situada la carga de pago que es la posición más desfavorable para colocar la carga de pago, ya que generara mayor momento en la unión con el fuselaje. Además se aplica una aceleración de 37,24 m/s^2 (de forma que las fuerzas sean colineales con el peso de la carga de pago) que simula una maniobra de 3,8 g , cantidad donde está situado el máximo factor de carga antes del fallo catastrófico según el análisis de actuaciones.

La condición de contorno que se aplica, es que la cuaderna de unión con el fuselaje está sostenida mediante condición de contorno de empotramiento por los taladros de unión, y además también esta empotrada en el extremo de los largueros maestros. La malla empleada en el análisis es la siguiente:

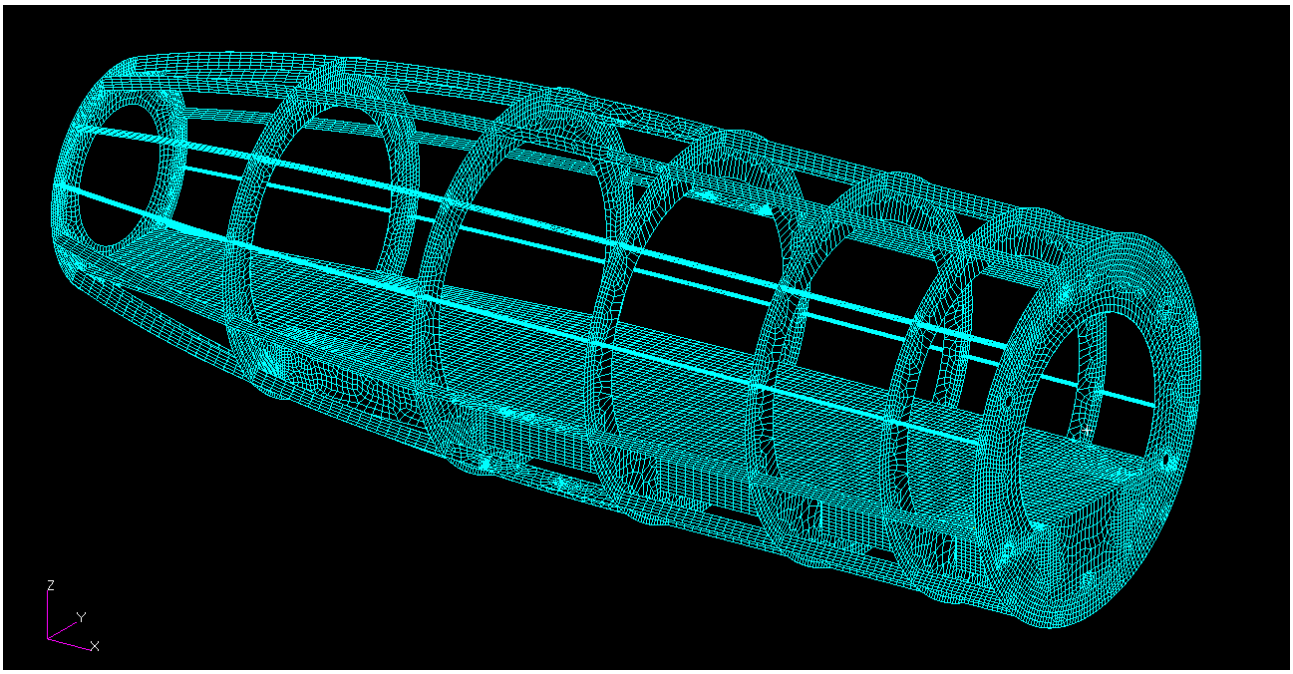


Fig. Ap4.1 - Malla de elementos empleada en el análisis.

Los resultados obtenidos son los siguientes:

- Desplazamientos:
  - En eje X (unidades en mm):

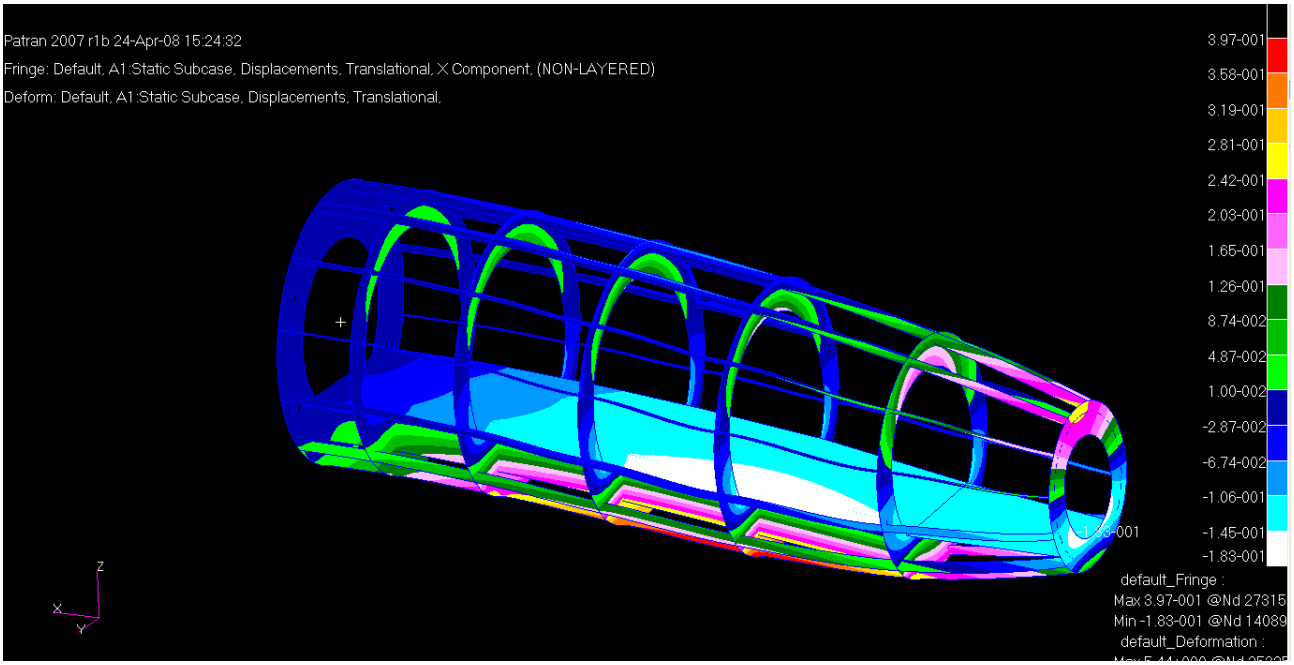


Fig. Ap4.2 - Desplazamientos en el eje X

- En eje Y (unidades en mm):

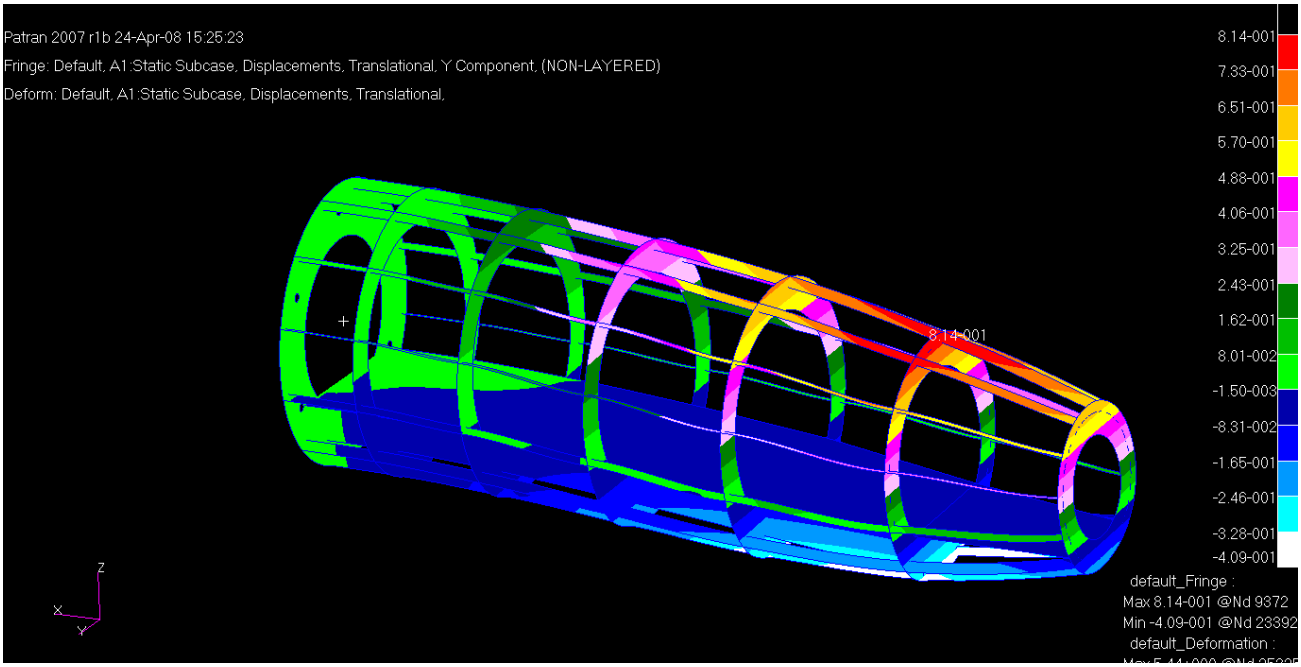


Fig. Ap4.3 - Desplazamientos en el eje Y

- En eje Z (unidades en mm):

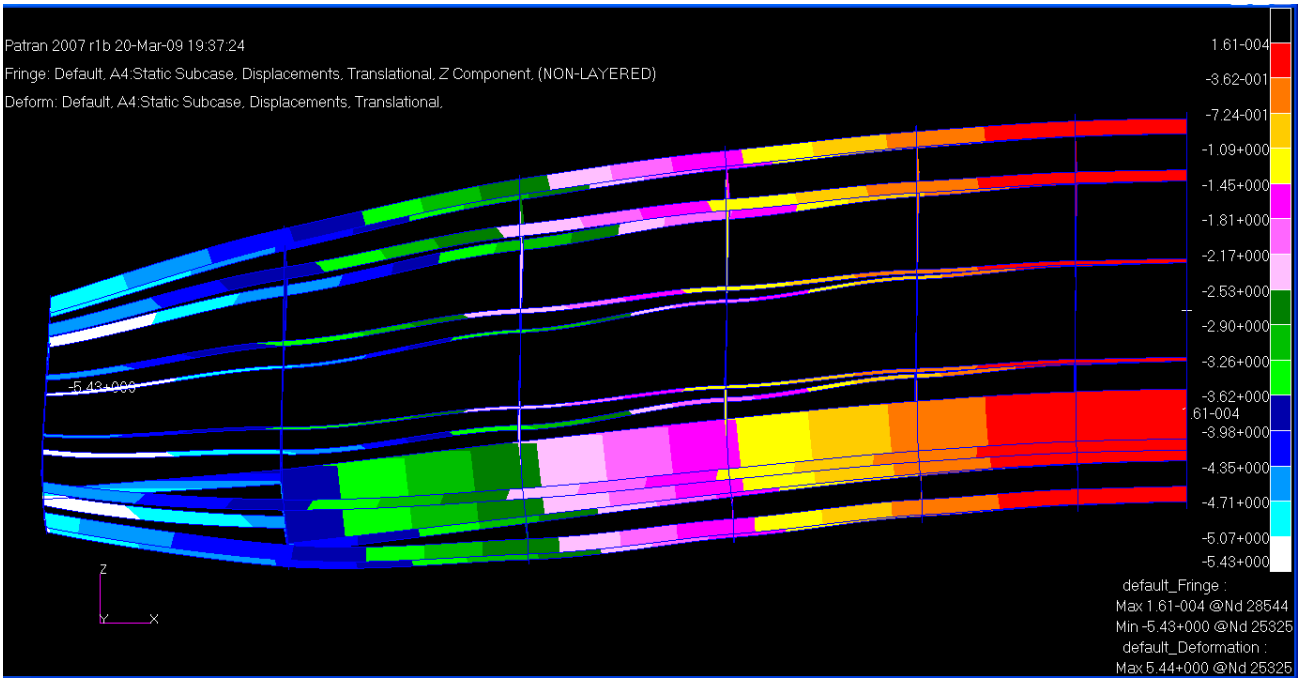


Fig. Ap4.4 - Desplazamientos en el eje Z

Se aprecia un cierto desplazamiento en el eje "*y*" (ver Fig. Ap2.3) que evidencia que el modelo no es totalmente simétrico. Esto no es debido a que el morro de la aeronave no sea simétrico, sino a que al emplear el mallado automático, a partir de la cuarta costilla no permite emplear en larguerillos y largueros maestros el método IsoMesh y hay que usar el método Paver, que malla de diferente manera un larguerillo y su simétrico. Esto no tiene mayor importancia ya que la asimetría es pequeña y no afecta al objetivo global del análisis. No

obstante se podría haber solucionado ensayando solo una mitad del modelo y aplicando una condición de contorno de simetría, pero no se ha realizado por falta de tiempo.

Como se observa, los desplazamientos son pequeños siendo el desplazamiento máximo en el eje z de 5,43 mm. Esto es debido a la rigidez a flexión que confieren los largueros a la estructura, ya que se consigue que en cada sección del fuselaje gran cantidad de área de material esté alejada del plano xy resultando una gran inercia I_x y así pequeñas tensiones en el encastre, y pequeños desplazamientos en la estructura. Es decir la estructura es muy rígida, y en cierta medida está algo sobredimensionada. Este hecho se evidencia en las pequeñas tensiones que se dan en la estructura:

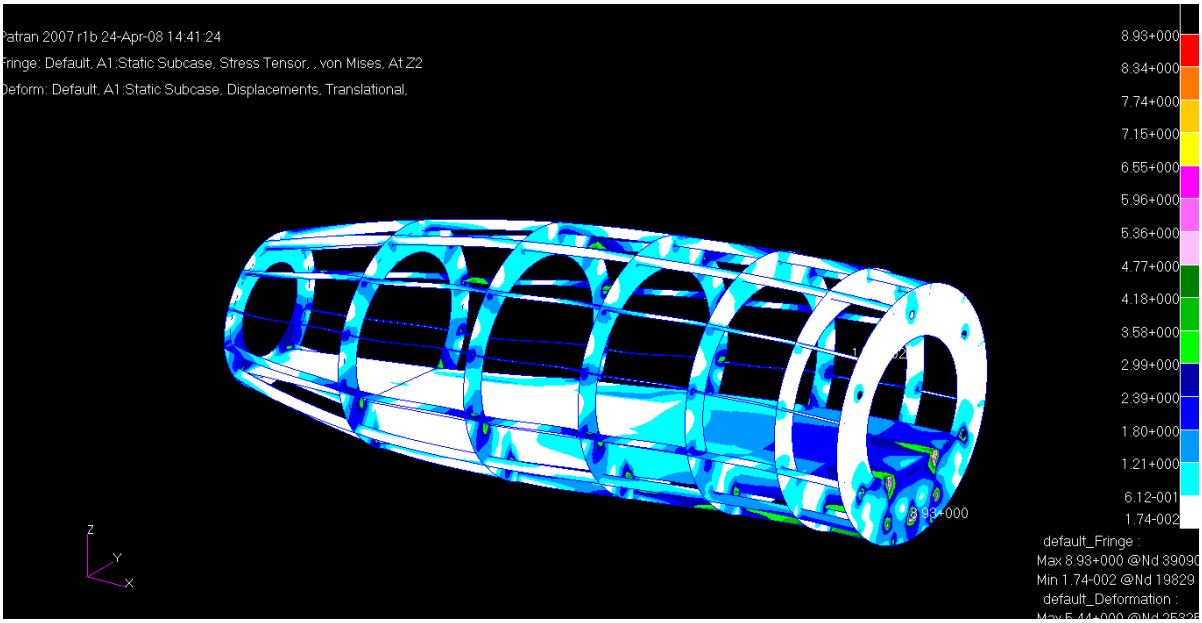


Fig. Ap4.5 – Tensiones equivalentes según criterio de Von Misses.

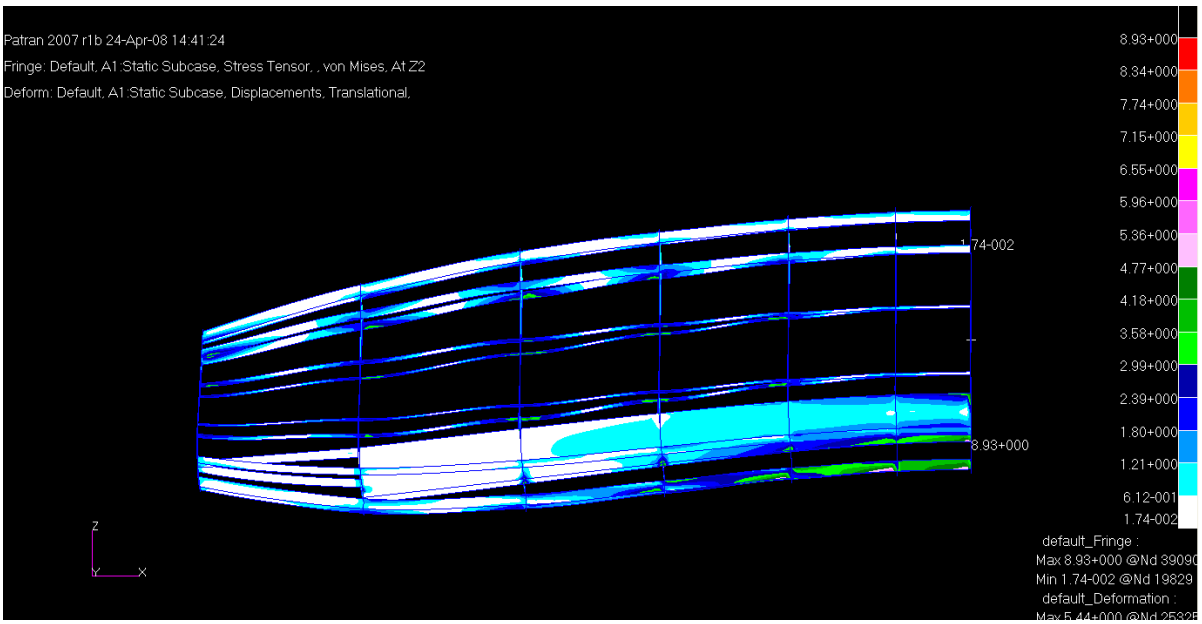


Fig. Ap4.6 – Tensiones equivalentes según criterio de Von Misses.

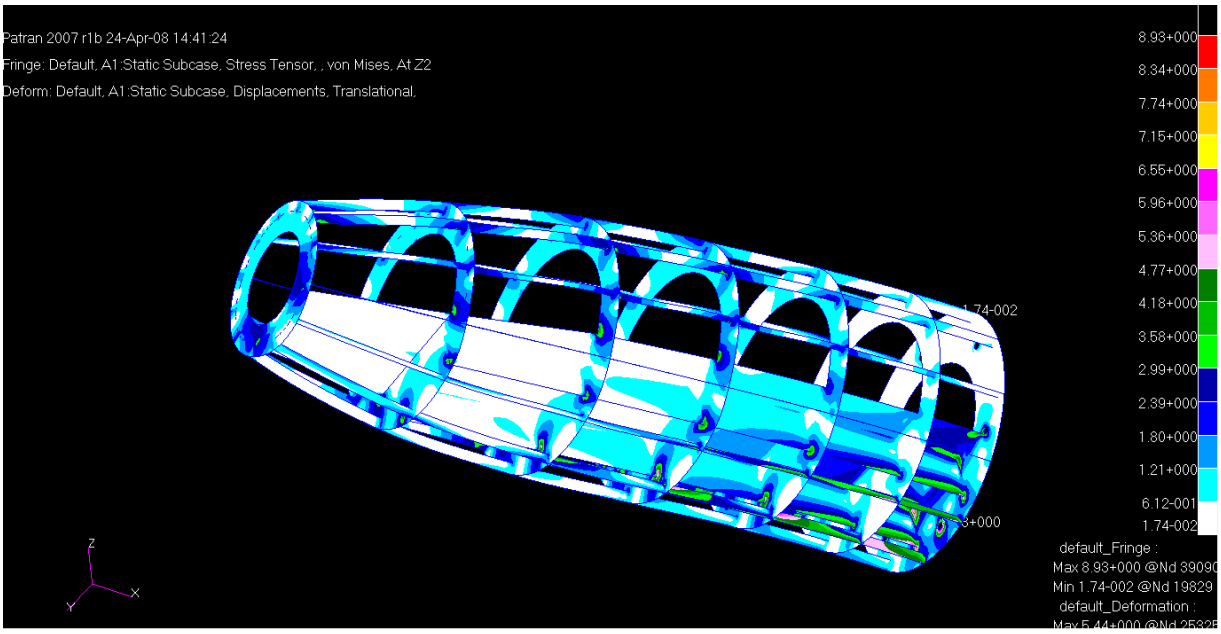


Fig. Ap4.7 – Tensiones equivalentes según criterio de Von Misses.

Las zonas más solicitadas son:

- Los larguerillos de balsa inferiores, se encuentran sometidos a tensiones en torno a 4,18 MPa según Von Misses, muy alejados de los valores de rotura por tracción y compresión según dirección longitudinal.

- Los largueros maestros, están sometidas a las mayores tensiones dentro de todo el morro, ya que al tener una mayor rigidez que el resto de la estructura tienden a soportar la mayor parte del esfuerzo. Por ello en los extremos inferior y superior de estos largueros las tensiones alcanzan valores de 8,93 MPa. Pero estos valores están extremadamente alejados de los valores de rotura del plywood o del abeto que rondan los 60 MPa.

- Ciertas zonas de la unión bandeja-costillas con forma de esquina que actúan como concentradores de tensiones, aumentando las tensiones hasta 3,58 MPa, según la malla empleada, pero es seguro que si se refina la malla en el entorno del concentrador las tensiones alcanzadas serían mayores. En estas zonas sería conveniente reforzar para evitar la formación y propagación de una grieta.

Apéndice 5: Mediciones de peso realizadas en las maderas.

En la tabla de la página siguiente se muestra los datos obtenidos de las mediciones de peso realizadas a las maderas recibidas del proveedor [P3]. Si se desea una presentación más clara de los datos se puede acceder al archivo Excel “Densidades de las maderas” que se encuentra en el directorio documentos del CD del proyecto.

Madera de balsa

Tipo	Referencia	Nº elementos medidos	Medida masa (g)	Medida masa por lamina (g)	Densidad (kg/m3)
23 Balsa sheets 1/8" x 4" x 36" (total 91)	W-BW43/10				
Grupo 20 sheets		20	804	40.2	136.3
Grupo 20 sheets		20	778	38.9	131.9
Grupo 20 sheets		20	775	38.8	131.4
Grupo 20 sheets		20	878	43.9	148.8
Grupo 11 sheets		11	445	40.5	137.1
MEDIA				40.4	137.1
24 Balsa sheets 1/4" x 4" x 36" (total 11)	W-BW45/10				
Grupo 11 sheets		11	836	76	128.8
25 Balsa strips 1/8"x 3/8" x 36" (total 34)	W-L243/10				
Grupo 34 strips		34	199	5.9	211.7
26 Balsa sheets 3/8" x 3" x 36" (total 7)	W-BW36/5				
Grupo 7 sheets		7	431	61.6	92.8
28 Balsa trailing edge triangular 1" x 1" x 36" (total 4)	W-L570/5				
Grupo 4 trailing edge triangular		4	131	32.8	111.0
29 Balsa trailing edge triangular 3/4" x 3/4" x 36" (total 3)	W-L560/5				
Grupo 3 trailing edge triangular		3	65	21.7	130.6
30 Balsa trailing edge 3/8" x 1-1/2" x 36" (total 3)	W-L460/10				
Grupo 3 trailing edge		3	93	31	186.8
31 Balsa trailing edge 5/16" x 1-1/4" x 36" (total 3)	W-L450/10				
Grupo 3 trailing edge		3	75	25	217.0
32a Balsa leading edge 1" x 36" (total 4)	W-L360/5				
Grupo 4 leading edge		4	239	59.8	144.7
32b Balsa leading edge 3/4 x 36" (total 3)	W-L350/5				
Grupo 3 leading edge		3	97	32.3	139.2
33 Balsa block 2" x 3" x 36" (total 2)	W-L142				
1 balsa block		1	288	288	81.4
1 balsa block		1	337	337	95.2
MEDIA					88.3

Madera de abeto

35 Spruce strip 1/4" x 1/2" x 36" (total 48)	W-SP262/10				
Grupo 20 strip		20	794	39.7	538.4
Grupo 20 strip		20	880	44.0	596.7
Grupo 8 strip		8	329	41.1	557.7
MEDIA					564.2

Contrachapado

36 Plywood sheeting 1/8" x 12" x 24" (total 3)	W-PW402				
Grupo 3 sheet		3	1112	370.7	628.3
37 Plywood sheeting 1/8" x 12" x 36" (total 3)	W-PW403				
Grupo 3 sheet		3	1617	539	609.1
38 Plywood sheeting 1/8" x 24" x 48" (total 2)	W-PW405				
Grupo 1 sheet		1	1451	1451	614.9
39 Plywood sheeting 3/8" x 12" x 24" (total 2)	W-PW602				
Grupo 2 sheet		2	2252	1126	636.2
MEDIA PLYWOOD					622.1

Apéndice 6: *Request for Proposal* de Céfiro

Request for Proposal
Reconnaissance Unmanned Aerial Vehicle (RUAV)

1. Descripción de oportunidad de mercado

Dado el creciente interés suscitado en todo el mundo por los sistemas de vuelo no tripulados o Unmanned Aerial Vehicles (UAV) en todas las áreas que hasta ahora era feudo de los aviones tripulados, se hace indispensable el que la universidad se vea involucrada en proyectos propios de diseño de dichas aeronaves. Estos sistemas se están introduciendo en todas las áreas de la aeronáutica, desde la agricultura, pasando por el reconocimiento, vigilancia y seguridad o en el ámbito militar.

Por esa razón se lanza la propuesta de diseño o Request For Proposal (RFP) para el diseño de un UAV con fines inicialmente de observación y monitorizado de un área definida con el fin de poder así abrir la puerta para el futuro diseño de otros tipos de UAV's.

Dichos diseños tienen que ser atractivos para las empresas que quieran invertir en el creciente negocio de los UAV, tener un reducido coste maximizando el uso de materiales convencionales en sistemas de radio control, pero sobre todo tiene que ser capaz de proveer y cumplir las especificaciones definidas en el RFP.

2. Detalles de Diseño (Especificaciones)

El UAV debe de cumplir los siguientes requisitos:

1. Peso máximo de despegue (MTOW) no más de 70 kg.
2. Autonomía de vuelo inicial 30 minutos.
3. Velocidad de crucero mínima ~ 90 km/h.
4. Velocidad máxima ~ 140 km/h.
5. Distancia de despegue y aterrizaje inferior a 230 m en pistas de despegue preparadas para aviones de radio control.
6. Altitud de crucero operación 500 m sobre el nivel del suelo.
7. Segmentos de vuelo
    a. Calentamiento y taxi en relentí durante 5 minutos.
    b. Despegue
    c. Subida estándar a altura de crucero en tres etapas para asegurarse del estado de todos los sistemas en el vuelo inicial, y para el de diferentes niveles de vuelo en los vuelos de diseño:
        i. 25% de la altura de crucero.

1

ii. 50 % de la altura de crucero.
iii. 75 % de la altura de crucero.
iv. Altura de crucero.

d. Entre cada una de las etapas de subida se requiere hacer un vuelo en espera en condición de máxima autonomía de 5 minutos de duración alrededor de la zona de operaciones.
e. Una vez en altura de crucero, vuelo de 10 minutos en máximo alcance.
f. Alinear con pista de aterrizaje y descenso gradual.
g. Aterrizaje, taxi a la zona de operación y apagado.

8. Ser capaz de alojar carga de pago de aproximadamente 10 kg de material electrónico, el cual tiene que estar protegido en todo momento a las vibraciones, al combustible, y a la erosión.
   a. El material electrónico se darán especificaciones de ubicación para adecuarse donde se tiene que colocar.
9. Al ser un UAV de reconocimiento tendrá que diseñarse la ubicación y seleccionar un dispositivo de transmisión de imágenes.
10. Planta motora convencional motores de 2 o 4 tiempos según preferencias pero utilizando plantas motoras disponibles "off the shelf"
11. Tren de aterrizaje fijo.
12. Fácil construcción y reparación en caso de accidente: elementos constitutivos de la estructura en módulos.
13. El diseño tiene que prever para posibles derivaciones del diseño en las que se aumente tanto la carga de pago como la autonomía del UAV.
14. Uso de materiales y tecnología disponible "off the shelf" para servomecanismos, cableado, etc….
15. Ala fija.

Los estudiantes deberán diseñar una aeronave que cumpla los requisitos 1-15 (con posibilidad a modificar dichos requisitos o añadir otros si se creyera conveniente, siempre dentro de un plazo de tiempo razonable). La propuesta técnica entregada por el grupo de diseño tiene que demostrar de forma convincente que el diseño seleccionado puede suministrar una solución coste efectiva en relación con la aeronaves similares que existen en la actualidad. La propuesta deberá satisfacer las siguientes tareas para poder mostrar la evolución del diseño de un nuevo avión RUAV, estando las tareas englobadas en cinco grandes áreas:

3. Requisitos Entregables

1. Diseño:

a. Justificar el dimensionado preliminar, el diseño final, y descripción de las tecnologías y el acercamiento empleado para cumplir los requisitos de misión.
b. Mostrar evolución en el proceso de optimización.
c. Dibujos CAD enseñando dimensionados (proyección ortográfica).
d. Uso de avances tecnológicos para poder mejorar las actuaciones.
    i. Vuelo a bajas velocidades.
e. Diseñar para bajo coste es importante:
    i. Mostrar decisiones del diseño que atacan específicamente la reducción del coste de producción y de operación al mínimo.
    ii. Mostrar por que este diseño es mejor que otros.

2. Aerodinámica:
    a. Selección de la sección del perfil y del diseño en planta del ala.
    b. Mostrar estimativos de la resistencia y de su polar más precisos para:
        i. configuración de crucero.
        ii. configuración de despegue.
        iii. configuración de aterrizaje
    c. Métodos utilizados para mejorar la eficiencia aerodinámica.
3. Estudio de la Estabilidad Longitudinal y Lateral:
    a. Análisis de trimado:
        i. Mostrar como afecta la variación de peso y velocidad al trimado, y al centro de gravedad.
    a. Estabilidad Estática.
        i. Justificar dimensionado y ubicación derivas horizontales y verticales.
        ii. Mostrar la efectividad de las superficies de control (dimensionado y ubicación).
        iii. Mostrar requisitos de normativas vigentes para la clase de avión y mostrar como son cumplidos (FAR – Part 23).
    b. Estabilidad Dinámica.
        i. Cualidades de vuelo:
            1. Modelado longitudinal y lateral (derivadas de estabilidad).
            2. Demostrar amortiguación y frecuencias naturales (o constantes de tiempo) para modos longitudinal y lateral direccional para todas las condiciones de vuelo (FAR - Part 23)
4. Estructuras:
    a. Mostrar un desglose de los pesos de los componentes y sistemas más importantes.
        i. Pesos en vacío.
        ii. Pesos de despegue.
        iii. Pesos de combustible.

iv. Carga de pago.

b. Identificar y definir las cargas que afectan las diferentes partes estructurales en los diferentes segmentos de vuelo.
   i. Aerodinámicas.
   ii. Estructurales:
      1. Carga de pago.
      2. Cabina presurizada.
      3. Tren de aterrizaje:
         a. Ubicación del tren de aterrizaje incluyendo consideraciones para vuelco y golpeo de la cola, considerando las elevadas cargas.

c. Justificar la lógica empleada para el uso de los materiales en las diferentes partes.
d. Incluir los perfiles internos para mostrar la distribución interna.
e. Prever sistemas para la repetibilidad y la facilidad de construcción del UAV

5. Propulsión y actuaciones:
   a. Selección de la planta propulsora necesaria para cubrir necesidades en los segmentos de vuelo.
   b. Mostrar cálculos de potencia requerida y necesaria.
   c. Actuaciones según segmentos:
      i. Despegue y aterrizaje:
         1. Distancias de despegue y aterrizaje.
         2. Estudio carga alar (W/S) y T/W.
         3. Estudio de velocidades.
      ii. Subida
         1. Ángulos y velocidades óptimas de subida.
         2. Estudio carga alar (W/S) y T/W.
      iii. Crucero.
         1. Estudio velocidades y alturas óptimas de crucero.
         2. Estudio carga alar (W/S) y T/W.
         3. Estudio alcance máximo.
      iv. Vuelo Espera.
         1. Estudio velocidades y alturas óptimas en espera.
         2. Estudio carga alar (W/S) y T/W.
         3. Estudio autonomía.
   d. Diagrama de la envolvente (V-n diagram).
   e. Diagrama de carga de pago-alcance

Bibliografía

Libros

[B1] **Wood handbook. Wood as an engineering material.**

Forest Products Laboratory. 1999.

Gen. Tech. Rep. FPL–GTR–113. Madison, WI: U.S. Department of Agriculture, Forest Service, Forest Products Laboratory. 463 p.

[B2] **Understanding Wood: A Craftsman's Guide to Wood Technology**

Escrito por R. Bruce Hoadley

Publicado por Taunton Press, 2000

ISBN 1561583588, 9781561583584

280 páginas

[B3] **Design of Wood Aircraft Structures.**

Munitions Board Aircraft Committee

Web

[W1] http://www.eldercypresslumber.com/CYPRESS%20DATA%20BOOK/Cypress%20data%20book%20title%20page.htm

[W2] http://www.auf.asn.au/scratchbuilder/wood_strength_values.html#anc18

[W3] http://en.wikipedia.org/wiki/MQ-1_Predator

[W4] http://www.flightglobal.com/articles/2008/02/11/221444/israel-special-israel-broadens-uav-use-with-advanced-designs.html

[W5] http://es.wikipedia.org/wiki/Lockheed_D-21/M-21

[W6] http://www.airfieldmodels.com/information_source/math_and_science_of_model_aircraft/rc_aircraft_design/shear_webs_in_model_aircraft_wings.htm

[W7] http://www.ateg.es/Propiedades.htm

Proyectos fin de carrera dentro de Céfiro.

[T1] **Diseño aerodinámico de un UAV de baja velocidad: El proyecto Céfiro.**

Autor: Adrián Martín Cañal.

[T2] **Análisis de la estabilidad y control de un avión no tripulado: El proyecto Céfiro.**

Autor: Pedro López Teruel

[T3] **Integración de sistemas y pruebas funcionales de un avión no tripulado: El Proyecto Céfiro.**

Autor: Carlos Bernal Ortega

[T4] **Análisis de actuaciones y planta propulsora de un avión no tripulado: El proyecto Céfiro.**

Autor: Francisco Ventura Samblás Carrasco

Proveedores

[P1] **Leroymerlin**

[P2] **Broncesval S.L.**

[P3] **Ripmax**