



INFORME TÉCNICO

EQUIPO #05

DIANA UCLM

03/05/2025



Development and Investigation in Aerospace and Navigation Areas

III EDICIÓN
VALÈNCIA

8 – 11 DE JULIO DE 2025

Índice general

1. Introducción	4
2. Gestión del proyecto	5
2.1. Organización	5
2.2. Planificación	5
2.3. Listado de patrocinadores	6
2.4. Análisis de costes	8
3. Modelo de empuje	9
3.1. Análisis propulsivo	9
3.1.1. Introducción	9
3.1.2. Análisis del disco actuador	9
3.1.3. Rendimiento propulsivo	10
3.1.4. Cálculo del empuje para diferentes hélices	10
3.1.5. Cálculos numéricos	11
3.1.6. Relación teórica entre empuje y velocidad	12
4. Diseño aerodinámico	13
4.1. Introducción de las partes	13
4.1.1. Alas	13
4.1.2. Empenaje	15
4.1.3. Fuselaje	15
5. Estabilidad y control	16
5.1. Estabilidad estática	16
5.2. Estabilidad dinámica	16
5.2.1. Dimensionamiento de las superficies de control.	17
6. Circuito electrónico	18
6.1. Esquema eléctrico	18
6.2. Selección de baterías.	18
6.3. Elección de los servomotores y emisora	19
7. Diseño estructural	20
7.1. Materiales empleados y características de interés	20
7.2. Iteraciones estructurales y tipología por subcomponentes	20
7.2.1. Ala	20
7.2.2. Fuselaje	21
7.2.3. Empenaje	22
7.2.4. Tren de aterrizaje	24
7.3. Distribución de masas	24
7.4. Prueba flexión estática del ala	24

7.5. Simulación FEM tubo fuselaje-empenaje	25
7.6. Envolverte de vuelo	26
8. Técnicas de fabricación	28
8.1. Madera	28
8.2. Impresión 3D	28
8.3. Depósitos	29
8.4. Ensayos realizados	29
8.4.1. Refuerzo de madera con fibra de carbono	29
9. Prestaciones de la aeronave	30
9.1. Introducción a las prestaciones	30
9.1.1. Características y desempeño de la aeronave	30
9.1.2. Predicción de la carga de pago	30
9.1.3. Perfil de vuelo y maniobras	31
10. Lecciones aprendidas	32
10.1. Reestructuración de organización	32
10.2. Elecciones de estrategia	32
10.3. Testeo de materiales	32
11. Cierre	33
Anexos	34
Anexo I: Desglose del presupuesto	34
Anexo II: Planos de la aeronave	38

Capítulo 1

Introducción

En el presente informe se detalla la progresión del proyecto llevado a cabo por DIANA UCLM en preparación para su participación en el XtraChallenge 2025. Este documento desarrolla en profundidad todos los aspectos relevantes del proyecto, incluyendo la organización del equipo, la planificación del trabajo, el diseño y la fabricación de la aeronave, entre otros. A lo largo del informe se analizará el modelo desde distintas perspectivas, que van desde el dimensionamiento y las especificaciones técnicas hasta sus capacidades operativas, con el objetivo de proporcionar una visión integral del proceso y los resultados alcanzados.

DIANA UCLM es una asociación estudiantil dedicada al desarrollo y fomento del aprendizaje entre los alumnos de ingeniería de la Universidad de Castilla - La Mancha. Actualmente, el equipo cuenta con 27 miembros diversos y comprometidos que aportan sus habilidades y experiencias.

El objetivo principal es proporcionar a los estudiantes de la UCLM experiencias prácticas y proyectos de ingeniería que amplíen su formación más allá del aula, como el fomento de la creatividad, el desarrollo de la autocrítica y el desarrollo profesional. En este sentido, participar en la competición Xtra Challenge 2025 promueve el desarrollo y ejecución de proyectos desafiantes que permiten a los miembros aplicar conceptos teóricos en situaciones prácticas del mundo real. Además, una formación integral que incluya habilidades de liderazgo, trabajo en equipo y resolución práctica de problemas.



Figura 1.1 - *Equipo DIANA 2024-2025*

Capítulo 2

Gestión del proyecto

2.1. Organización

De forma similar a como se hizo para la edición del año pasado, la estrategia escogida para afrontar el Xtra Challenge de 2025 también consistirá en dividir la asociación en cuatro grupos de trabajo o departamentos, los cuales a su vez estarán dirigidos por un coordinador que se encargará de asegurar la cohesión y el correcto funcionamiento de cada parte de la asociación.

(a) Departamento de Operaciones y Logística

Encargados principalmente de tres áreas: búsqueda de financiación mediante eventos, establecer contacto y negociar colaboraciones con empresas y, la gestión de la publicidad.

(b) Departamento de Aerodinámica

Emplear los conceptos teóricos de aerodinámica y morfología de aeronaves para diseñar el dron de forma óptima.

(c) Departamento de Electrónica y Propulsión

Diseñar y ensamblar el sistema de la electrónica embarcada en el prototipo para el correcto control de las superficies de control e integrar la propulsión en este.

(d) Departamento de Fabricación

Construcción del modelo físico y definitivo, diseñar la estructura interna, simular las cargas dinámicas y realizar las pruebas estáticas.

2.2. Planificación

Una planificación clara y realista es clave para coordinar un equipo multidisciplinar y asegurar el progreso constante en un proyecto. En nuestro caso, la organización del trabajo se definió a comienzos de curso, priorizando alcanzar cuanto antes una configuración de aeromodelo con la estrategia decidida, con el fin de disponer de tiempo suficiente para realizar pruebas de vuelo. Sin embargo, distintos factores como retrasos en la obtención de fondos, materiales, acceso a maquinaria y la carga académica propia del curso universitario provocaron ajustes en el calendario inicial.

Además, el equipo decidió apostar por la innovación en varias áreas, como técnicas de fabricación o el diseño de la telemetría, con el objetivo de generar valor a la asociación.

En la Figura 2.1 se muestra nuestro esquema de planificación

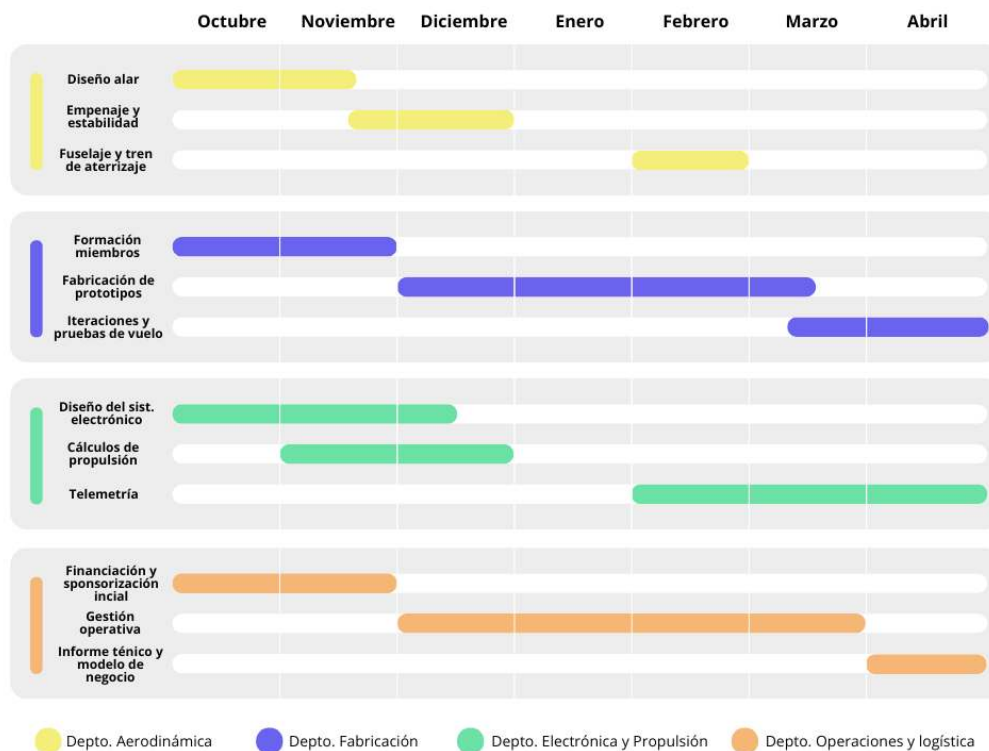


Figura 2.1 - Gráfico de Gantt

2.3. Listado de patrocinadores

La construcción del modelo implica un coste a varios niveles que tiene que ser afrontado por la asociación. Como se ha mencionado en una de las secciones anteriores, este tipo de costes no pueden llegar a ser cubiertos en su totalidad por el propio club, por lo que, durante el curso 2024-2025, se ha llevado a cabo la tarea de establecer contactos con empresas y negociar con estas acuerdos de colaboración con el objetivo de suplir estas necesidades.

En esta sección, se detallará de forma concreta las entidades, clubes y empresas que han colaborado con la asociación durante este año y las formas específicas en las que lo han hecho.



Figura 2.2 - Logo EIIA

La Escuela de Ingeniería Industrial y Aeroespacial, ubicada en el campus de Toledo, ha colaborado económicamente, proporcionado espacios para poder trabajar y aconsejando en situaciones de incertidumbre.



Figura 2.3 - Logo
Ferretería Julian



Figura 2.4 - Logo AV
Sistemas



Figura 2.5 - Logo
de Hobby king



Figura 2.6 - Logo *Sánchez Galán*



Figura 2.7 -
Logo *Jer*
Publicidad



Figura 2.8 - Logo
de Club Alcotán

Ferretería Julián ha proveído con la mayoría de las herramientas y materias primas necesarias para la construcción del modelo de este año, siguiendo con la generosa tradición que empezaron con el proyecto del curso 2023-2024.

AV Sistemas se ha prestado a donar tanto material electrónico como estructurales y filamentos, y al igual que el patrocinador anterior, han continuado colaborando.

Esta empresa dedicada a la venta de componentes para aeromodelismo y maquetas radio control se ofreció a aportar 150€ de crédito para obtener los materiales que nos fueran necesarios de su catálogo.

Se ofreció a contribuir económicamente en gran medida proporcionando 600€, los cuales han servido para afrontar gran cantidad de gastos.

Gracias a esta empresa, se pudo crear gran cantidad de artículos de merchandising y publicitarios. Además, fueron responsables de aportar ideas de cara a establecer al equipo como un referente regional y hacerlo conocido a otras entidades.

Club Alcotán es un club de aeromodelismo local de Toledo, el cual ha ayudado a realizar las primeras pruebas de vuelo exitosas de este curso. Además, colaboraron activamente proporcionando ideas y sugerencias para mejorar en nuestras iteraciones. Por último, también donaron componentes electrónicos de alta calidad a la asociación.

2.4. Análisis de costes

En esta sección se desglosarán brevemente los costes generales del proyecto de este año. Sin embargo, una explicación más detallada sobre el coste del prototipo final podrá ser consultada en el Anexo 11.

La Tabla 2.1 muestra ordenadamente los gastos que se han realizado por cada uno de los departamentos de la asociación a lo largo del curso. Además, se muestra el porcentaje de los gastos que ha sido sufragado por alguna de las empresas patrocinadoras referidas en la sección anterior.

Concepto	Valor	Patrocinado	Prototipo	Descripción
Gastos Operaciones	953.82 €	-	-	Merchandising, promoción, etc
Gastos Fabricación	1681.30 €	44 %	170.24 €	Material, herramientas, etc
Gastos Electrónica	373.91 €	40 %	227.86 €	Componentes, telemetría, etc
Total	3009.03 €	29 %	398.10 €	

Tabla 2.1 - *Análisis de costes del proyecto.*

Cabe realizar algunas aclaraciones:

- (a) La financiación y contribución al prototipo de los gastos pertenecientes al Departamento de Operaciones no pueden ser calculadas ya que este es el departamento que se encargó de tareas difícilmente cuantificables. Algunos ejemplos serían: negociar el uso de instalaciones como pueden ser los campos de vuelo, se aplicaron descuentos al merchandising comprado etc.
- (b) Elementos que no son requeridos por la normativa como pueden ser las emisoras no quedan reflejados en esta tabla.
- (c) El desplazamiento y las inscripciones para la competición también quedan exentos de aparecer en esta tabla, ya que son gastos financiados por cada uno de los integrantes del equipo.

Capítulo 3

Modelo de empuje

3.1. Análisis propulsivo

3.1.1. Introducción

La teoría del disco actuador proporciona un modelo simplificado para analizar el empuje generado por una hélice o un sistema motopropulsivo basado en la cantidad de movimiento, en estos puntos realizaremos un pequeño desarrollo de las ecuaciones y de cómo nos afectarán teóricamente.

3.1.2. Análisis del disco actuador

La suposición fundamental de la teoría del disco actuador es que el empuje T es generado por un incremento en la cantidad de movimiento del aire que atraviesa la hélice. Suponiendo un flujo unidimensional y estacionario, aplicamos la conservación de la cantidad de movimiento y la ecuación de Bernoulli.

3.1.2.1. Conservación de cantidad de movimiento

Dado que el empuje es el cambio de cantidad de movimiento en la dirección axial, tenemos:

$$T = \dot{m}(V_2 - V_0) \quad (3.1)$$

donde:

- $\dot{m} = \rho AV$ es el flujo de masa a través del disco actuador
- V_0 es la velocidad del flujo libre
- V_2 es la velocidad del chorro de salida

3.1.2.2. Ecuación de Bernoulli

Aplicamos la ecuación de Bernoulli antes y después del disco actuador:

$$P_0 + \frac{1}{2}\rho V_0^2 = P_1 + \frac{1}{2}\rho V_1^2 \quad (3.2)$$

$$P_2 + \frac{1}{2}\rho V_2^2 = P_3 + \frac{1}{2}\rho V_3^2 \quad (3.3)$$

Dado que la presión en la entrada y salida del sistema es la atmosférica, se cumple que $P_0 = P_3$, y en la región del disco actuador, la presión tiene un salto de ΔP , lo que nos lleva a la ecuación del empuje en función de esta diferencia de presión:

$$T = \Delta P A \quad (3.4)$$

3.1.2.3. Velocidad inducida y empuje

En la región del disco actuador, la velocidad es la media entre la velocidad inicial y la del chorro de salida:

$$V_1 = V_3 = V_i = \frac{V_0 + V_2}{2} \quad (3.5)$$

Utilizando la ecuación de conservación de cantidad de movimiento y sustituyendo $\dot{m}$:

$$T = \rho A V_i (V_2 - V_0) \quad (3.6)$$

Expresando la velocidad de salida en términos de la velocidad inducida:

$$V_2 = V_0 + 2V_i \quad (3.7)$$

Reemplazando en la ecuación de empuje:

$$T = 2\rho A V_i^2 \quad (3.8)$$

3.1.3. Rendimiento propulsivo

El rendimiento propulsivo η_p se define como la relación entre la potencia útil (potencia de empuje) y la potencia disponible del motor. La potencia útil está dada por:

$$P_u = T V_0 \quad (3.9)$$

Reemplazando la ecuación del empuje:

$$P_u = 2\rho A V_i^2 V_0 \quad (3.10)$$

La potencia disponible del motor es la potencia eléctrica convertida en trabajo mecánico sobre la hélice, denotada como P_e . Entonces, el rendimiento propulsivo es:

$$\eta_p = \frac{P_u}{P_e} = \frac{2\rho A V_i^2 V_0}{P_e} \quad (3.11)$$

Esta ecuación permite evaluar la eficiencia del sistema moto-propulsivo en función de la velocidad de vuelo y la potencia eléctrica suministrada al motor.

3.1.4. Cálculo del empuje para diferentes hélices

Para el motor **Emax GT2820/06 985KV**, evaluaremos el empuje para las siguientes hélices: APC 10x6E, APC 10x6F (Plegable), Aeronaut CAMcarbon Light 10x6 y Aeronaut CAM Z carbon 10x6 (Plegable).

El empuje se calcula mediante la relación:

$$T = C_T \rho n^2 D^4, \quad (3.12)$$

donde C_T es el coeficiente de empuje de la hélice.

La velocidad de rotación se relaciona con el KV del motor. Asumiendo condiciones de carga, se utiliza un valor operativo de $n = 150 \text{ rev/s}$.

	C_T	$T [N]$
APC 10x6E	0,10	11,48
APC 10x6F	0,095	10,90
Aeronaut CAMcarbon Light 10x6	0,105	12,05
Aeronaut CAM Z carbon 10x6 (Plegable)	0,10	11,48

Tabla 3.1 - *Cálculos hélices*

3.1.5. Cálculos numéricos

Considerando:

- Diámetro de hélice: $D = 10 \text{ in} = 0,254 \text{ m}$
- Velocidad de rotación operativa: $n = 150 \text{ rev/s}$, de donde $n^2 = 22500$
- $D^4 = (0,254)^4 \approx 0,004164 \text{ m}^4$

Para los cálculos de la Tabla 3.1 se utiliza el producto intermedio:

$$\rho n^2 D^4 \approx 1,225 \times 22500 \times 0,004164 \approx 114,75 \text{ N}.$$

Para evaluar la eficiencia propulsiva, se utiliza:

$$\eta_p = \frac{P_u}{P_e} = \frac{T V_0}{P_e},$$

donde se asume:

- Velocidad de vuelo: $V_0 = 15 \text{ m/s}$
- Potencia eléctrica suministrada al motor: $P_e = 250 \text{ W}$

La potencia útil es:

$$P_u = T V_0.$$

Calculando para cada hélice:

- **APC 10x6E:**

$$P_u \approx 11,48 \times 15 \approx 172,2 \text{ W}, \quad \eta_p \approx \frac{172,2}{250} \approx 0,69 \text{ (69 \%)}$$

- **APC 10x6F (Plegable):**

$$P_u \approx 10,90 \times 15 \approx 163,5 \text{ W}, \quad \eta_p \approx \frac{163,5}{250} \approx 0,65 \text{ (65 \%)}$$

- **Aeronaut CAMcarbon Light 10x6:**

$$P_u \approx 12,05 \times 15 \approx 180,8 \text{ W}, \quad \eta_p \approx \frac{180,8}{250} \approx 0,72 \text{ (72 \%)}$$

- **Aeronaut CAM Z carbon 10x6 (Plegable):**

$$P_u \approx 11,48 \times 15 \approx 172,2 \text{ W}, \quad \eta_p \approx \frac{172,2}{250} \approx 0,69 \text{ (69 \%)}$$

Estos cálculos y coeficientes de empuje de las hélices serán determinados con pruebas estáticas, para comprobar su veracidad y ser de utilidad para la futura optimización del vuelo y del sistema moto-propulsivo.

3.1.6. Relación teórica entre empuje y velocidad

A partir del modelo del disco actuador que hemos desarrollado, la expresión del empuje en función de la velocidad inducida:

$$T = 2\rho A V_i^2 \quad (3.13)$$

Donde:

- V_i es la velocidad inducida por la hélice (m/s)

La potencia útil generada será:

$$P = T(V + V_i) \quad (3.14)$$

Despejando el empuje en función de la velocidad de vuelo V y la potencia total entregada, obtenemos que:

$$T = \frac{P}{V + V_i} \quad (3.15)$$

Sustituyendo la expresión de V_i obtenida a partir del empuje:

$$V_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (3.16)$$

La ecuación completa que relaciona empuje y velocidad es, entonces:

$$T = \frac{P}{V + \sqrt{\frac{T}{2\rho A}}} \quad (3.17)$$

Esta es una ecuación implícita que puede resolverse numéricamente para obtener T en función de V . Sin embargo, para el caso en que la velocidad de vuelo sea significativamente mayor que la velocidad inducida ($V \gg V_i$), se puede utilizar la siguiente aproximación:

$$T(V) \approx \frac{P}{V} \quad (3.18)$$

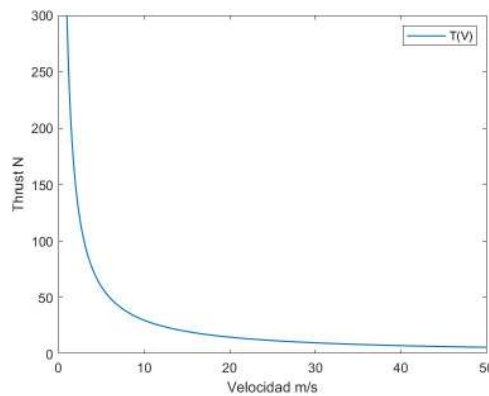


Figura 3.1 - Gráfica de potencia aproximada

Mediante esta expresión podemos obtener una aproximación del empuje que obtendremos en función de la velocidad de vuelo de la aeronave.

Capítulo 4

Diseño aerodinámico

4.1. Introducción de las partes

El punto de partida para el diseño del avión ha sido el diseño conceptual y la decisión de la estrategia a seguir. Debido a la nueva fase de planeo incorporada en esta edición, se optó por un diseño con características más similares a un planeador, es decir, con una alta eficiencia aerodinámica. Por consiguiente, la estrategia que del equipo este año es priorizar la eficiencia y velocidad frente al transporte de carga.

4.1.1. Alas

El diseño alar comenzó con la elección de perfil. Una investigación acerca de los perfiles más utilizados en el ámbito de los planeadores arrojó, entre otros, cuatro posibles perfiles: E216, Clark Y, S3021 y SD7037, representados en la Figura 4.1.

Tras evaluar y comparar las propiedades de cada uno, se optó por el Clark Y. Es importante aclarar que, en la elección del perfil, no entra en juego únicamente el rendimiento en el ámbito aerodinámico; de ser así, el Clark Y no habría sido la primera opción. Un aspecto que uno podría pasar por alto en esta fase de diseño, pero que resulta crucial a la hora de la fabricación, es la resistencia estructural. Aerodinámicamente, el Clark Y mostraba comportamientos menos favorables que los otros perfiles; sin embargo, presentaba un mayor grosor que, para cuerdas pequeñas, dejaría más espacio para refuerzos estructurales en el interior del ala.

La razón por la que se escogió un perfil más grueso con cuerda pequeña antes que un perfil más esbelto y con mejores comportamientos aerodinámicos es el disponer de mayor alargamiento alar. Este es el principal factor a la hora de maximizar la eficiencia aerodinámica; en consecuencia, el prototipo presenta la menor cuerda estructuralmente factible con la mayor envergadura que la caja de transporte permite.

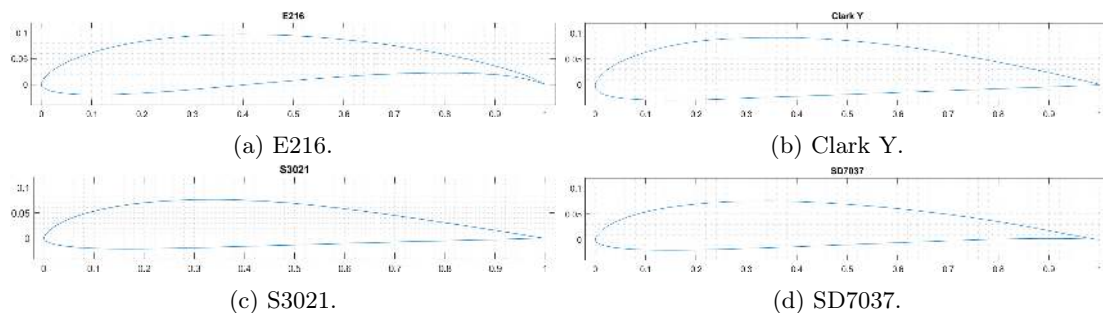


Figura 4.1 - Perfiles considerados a la hora del diseño.

En alas finitas aparecen nuevos efectos que alejan la eficiencia aerodinámica de la proporcionada únicamente por un perfil, como es la resistencia inducida. Resolviendo analíticamente las ecuaciones proporcionadas por la teoría de flujo incompresible, es bien sabido en el ámbito del diseño que la distribución de sustentación que produce la mínima resistencia inducida es la distribución elíptica a lo largo de la envergadura **anderson**. La geometría alar que produce esta distribución de sustentación y, por tanto, la más eficiente, es aquella cuya cuerda varía de manera elíptica de punta a raíz. No obstante, esta geometría es problemática a la hora de la fabricación y la adición de superficies de control. Para eludir estos problemas, se estudió la posibilidad de fabricar unas alas que combinaran una sección elíptica, con las ventajas aerodinámicas que esta geometría aporta, junto con una sección rectangular para mantener una complejidad de fabricación asequible. Teniendo en cuenta el objetivo de un gran alargamiento, resulta inapropiado hacer un ala elíptica desde la raíz para terminar con una sección rectangular en la punta del ala: esto resulta en una cuerda promedio mayor que si se invirtieran las secciones. Además, la sección rectangular, ahora cercana al fuselaje, se puede utilizar para situar superficies de control que actúen también como superficies hipersustentadoras. Por ello, también se decidió que la sección rectangular debía suponer en torno al 65 % de la envergadura, a fin de disponer de unas superficies de control lo suficientemente efectivas.

Para la sección elíptica, se estudiaron dos posibilidades:

- (a) media elipse situada al final de la sección rectangular.
- (b) una elipse centrada en el eje de simetría del avión que intersecte con los bordes de ataque y de salida de la sección rectangular.

Ambas opciones se compararon con XFLR5, usando un *script* de MATLAB para la generación de las geometrías en planta y otro *script* de Python que leyera estos archivos con las geometrías numéricas y los convirtiera a archivos de ala legibles por XFLR5 incorporando también el perfil deseado. El código usado por la función de MATLAB que calcula la geometría en planta se puede encontrar en el Anexo ???. Finalmente, los resultados obtenidos con XFLR5 mostraban que la segunda opción era más favorable.

Finalmente, las superficies de control están formadas por dos *flaperones*, uno en cada plano, combinando las funciones de alerón y flap de borde de salida en un solo elemento con el consecuente ahorro en peso. Estos están situados en la sección rectangular por la facilidad de fabricación anteriormente comentada. La geometría alar final se muestra en la Figura 4.2 y sus características principales, en la Tabla 4.1.

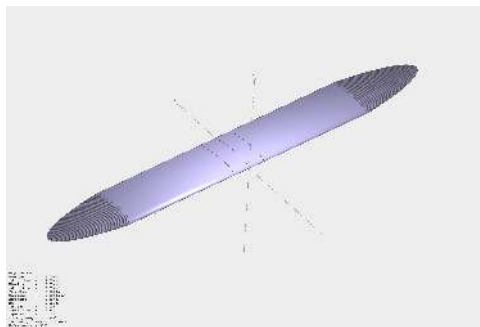


Figura 4.2 - Alas utilizadas en el prototipo final.

Parámetro	Nomenclatura	Valor
Área	S	0.67 m ²
Envergadura	b	2.5 m
Cuerda en la raíz	c_{root}	0.3 m
Alargamiento	AR	9.333
Coef. de sustentación a ángulo cero	$C_{L \alpha=0}$	0.216

Tabla 4.1 - *Parámetros principales de la geometría alar final.*

4.1.2. Empenaje

Para el empenaje se estudiaron dos posibilidades (Fig. 4.3), uno en forma de T y otro en forma de V. Tras comparar ambas, se decidió diseñar un empenaje en forma de V ya que reduce el peso al combinar las funciones del estabilizador horizontal y vertical en dos superficies inclinadas, reduce la resistencia aerodinámica al tener menos superficies de control, simplifica la estructura y el sistema de control de vuelo y ofrece una estética más moderna y atractiva.

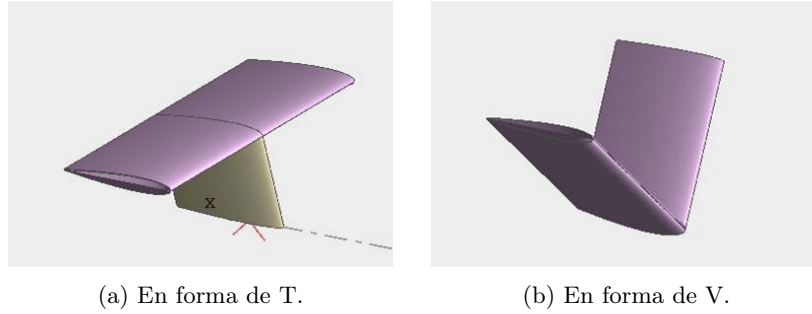


Figura 4.3 - *Las dos disposiciones del empenaje estudiadas.*

4.1.3. Fuselaje

Al diseño del fuselaje no se le ha dado la misma importancia que a las superficies aerodinámicas ya que se trata de un diseño en el que prima la funcionalidad y la reducción de tamaño. El diseño permite modificar la disposición de la electrónica, que está situada en la zona del morro, para un mayor control sobre el centro de gravedad. Además, el depósito de combustible se ha situado en el centro de masas del avión en vacío, lo que permite variar la carga a voluntad entre rondas sin grandes fluctuaciones en la posición del centro de gravedad.

Al fuselaje se une una barra que conecta con el empenaje, la cual permite situarlo en una posición óptima sin necesidad de un fuselaje largo que llegue hasta él, reduciendo así el peso.

Capítulo 5

Estabilidad y control

5.1. Estabilidad estática

Ahora se tratarán algunos detalles del diseño del aeromodelo, como pueden ser el empenaje, la distribución de masas y el centro de gravedad, puntos muy importantes en la estabilidad estática.

Para conseguir un avión estable de manera estática hay que tener en cuenta principalmente tres parámetros: la variación del coeficiente de momentos de cabeceo con el ángulo de ataque (CM_α), la variación del coeficiente de momento de balance con el ángulo de resbalamiento (CL_β) y la variación del coeficiente de momento de guiñada con el ángulo de resbalamiento (CN_β). Estos parámetros tienen que cumplir las siguientes ecuaciones:

$$CM_\alpha < 0 \quad CL_\beta < 0 \quad CN_\beta > 0$$

Estas ecuaciones indican que CM_α tiene que ser inverso al ángulo de ataque, es decir, si el ángulo de ataque aumenta, tendrá que provocar un aumento del coeficiente de momentos para devolver la aeronave a una posición estable. Por otro lado, CL_β también ha de ser inverso al ángulo de resbalamiento, generando un momento que ayude a nivelar las alas deteniendo el viraje. Finalmente, CN_β , al no ser inverso al ángulo de resbalamiento, provocará un momento de guiñada hacia el lado del viraje reduciendo este ángulo.

Para lograr la estabilidad es importante que el centro de gravedad (X_G) esté por delante del punto neutro (X_{NP}). Esto se puede comprobar calculando el margen estático (SM). El SM es la distancia entre el X_G y el X_{NP} , expresada como el porcentaje de la cuerda media del ala c_w . Si este es positivo, significa que el punto neutro está por delante del centro de gravedad, por lo que la aeronave es estable longitudinalmente.

$$SM = \left| \frac{x_g - x_{np}}{c_w} \right| = \left| \frac{0,147 - 0,120}{0,28} \right| = 9,64 \%$$

La gráfica que relaciona CM con α es la que describe la estabilidad estática longitudinalmente; se muestra en la 5.1.

Con los análisis realizados y tras iterar parámetros hasta conseguir el diseño definitivo, se ha llegado a los resultados que denotan una buena estabilidad estática de la aeronave.

$$CM_\alpha = -0,511 \quad CL_\beta = -0,012 \quad CN_\beta = 0,055$$

5.2. Estabilidad dinámica

Ahora pasaremos a analizar la estabilidad dinámica en vuelo de nuestra aeronave, obteniendo el lugar de las raíces (LDR) con XFLR5.

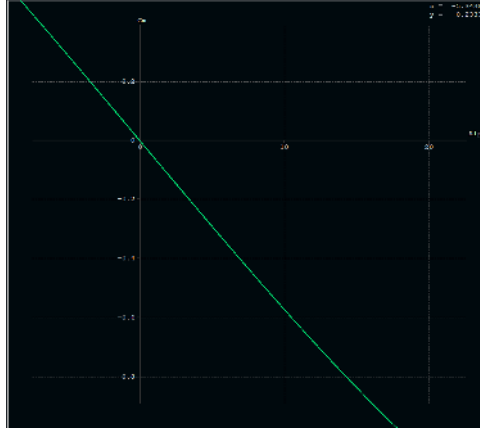


Figura 5.1 - Gráfica de CM con respecto a α

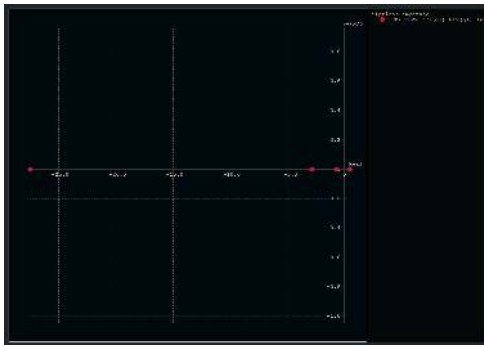


Figura 5.2 - *LDR longitudinal.*



Figura 5.3 - *LDR lateral.*

Como se observa en la 5.2, los polos que rigen el fugoide de corto periodo están más alejados del origen que los que rigen el fugoide de largo periodo. Esto implica que los de largo periodo tendrán una respuesta dinámica más rápida.

Por otro lado, en la 5.3, se observa que existe un polo con parte real, es decir, inestable. Esto no es un problema ya que dicho polo se corresponde con la entrada en espiral, la cual puede ser prevista con facilidad por el pilot

5.2.1. Dimensionamiento de las superficies de control.

El correcto dimensionamiento de las superficies de control es vital a la hora de diseñar un aeromodelo. Estas partes móviles de las alas y del empenaje permiten al piloto manejar y regular la aeronave en vuelo. En nuestro caso, al tener un empenaje en forma de V, solo se utilizarán flaps, alerones y las superficies móviles de la cola en V (*ruddervator*).

Primero se decidió qué tipo de flap y alerón se utilizarán. Debido a los buenos resultados obtenidos el año pasado utilizando flaperones y las ventajas que tienen se ha optado este tipo.

Para conseguir las dimensiones correctas, utilizando XFLR5, se ha calculado el tamaño necesario de flaps y su ángulo para conseguir las prestaciones de despegue requeridas. El diseño final de los flaps tiene unas medidas de 70 cm de longitud en el 20% de la cuerda. Estos flaperones tendrán un movimiento de 10° hacia abajo y 20° hacia arriba.

Siguiendo con el dimensionamiento de los *ruddervators*, las dimensiones requeridas para un correcto manejo de la aeronave son 14,7 cm de largo y 8,05 cm de ancho, teniendo un área total de $118,335 \text{ cm}^2$.

Capítulo 6

Circuito electrónico

6.1. Esquema eléctrico

El sistema electrónico es un elemento crucial para el correcto funcionamiento del dron. Esta comunicación se realiza mediante radiofrecuencia, con el conjunto TX-RX, siendo el RX el que va embarcado en el dron y se encargará de actuar de manera eléctrica las superficies de control y el motor.

En la Figura 6.1 se puede observar el esquema eléctrico. En este esquema se han agrupado los cables multihilo para simplicidad, pues todos los conectores anaranjados están compuestos de tres cables internos, los cuales portan +5V, GND y su señal correspondiente de control PWM, que, al igual que el conector rojo salida del UBEC, es una simplificación de la línea de alimentación de 5V estable que este componente suministra.

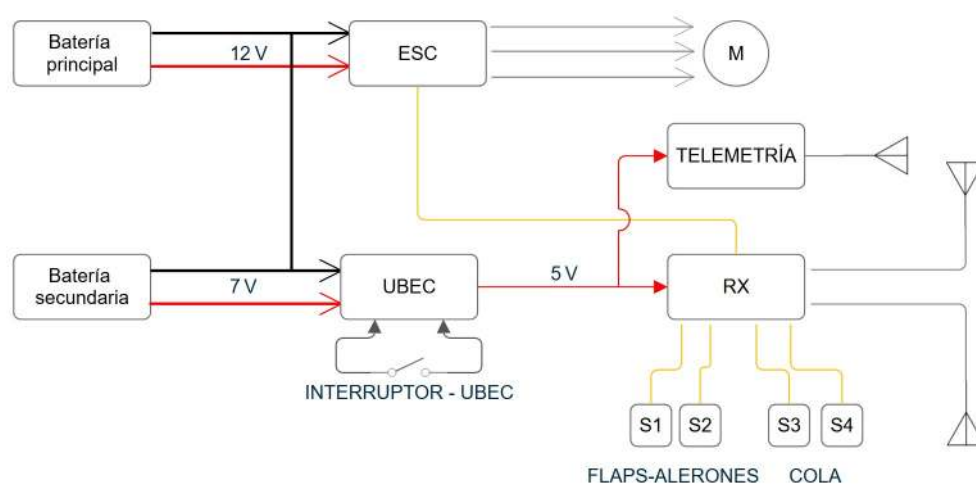


Figura 6.1 - Esquema eléctrico simplificado que sigue el dron.

6.2. Selección de baterías.

Las baterías se han seleccionado realizando cálculos aproximados de tiempo de vuelo y consumo específicos del motor y componentes, gracias a la experiencia de previos vuelos, cálculos más conservadores realizados este año y extensas pruebas de estrés al motor y en vuelo, se ha optado por utilizar las siguientes baterías:

- o Batería principal de potencia: Batería Turnigy Graphene Panther de 3000mAh 3S 75C, con conector XT90

- Batería de control de mandos: Batería Gens ACE G-Tech Soaring de 1000mAh 2s 30C con conector adaptado para el UBEC.

Estas baterías pueden observarse a continuación en la figura 6.2a en el caso de la batería Gens Ace, y la batería Turningy en la figura 6.2b.



(a) Batería Gens-Ace. (b) Batería Turningy.

6.3. Elección de los servomotores y emisora

Para la selección de estos componentes se ha seleccionado por experiencia y por mejoras específicas en las superficies de los flaperones, utilizando dos tipos de servos distintos, los cuales se identifican como S1,S2 y S3,S4 en el esquema eléctrico anteriormente visto, 6.1:

- S1 y S2 Serán los actuadores para los flaperones, los cuales se han mejorado conforme al modelo inicial, utilizando finalmente los servos Emax ES3352 de 12.4 g y engranajes metálicos, estos pueden observarse en la imagen 6.3b.
- S3 y S4 Serán los actuadores de la cola en V, los cuales se han conservado y utilizado los Micro Servo MG90S de 13 gramos, más económicos y suficiente para las fuerzas que trabajamos en la cola, estos pueden observarse en la imagen 6.3a.



(a) MG90S. (b) Emax ES3352.

Para el caso de la emisora, se ha buscado que cumpliera varios requisitos:

- Disponer de canales de sobra, pues cuando se escogió la emisora, aún no estaba seguro el número de canales a utilizar, existía una estimación de un máximo de 8, por lo que se buscó una emisora con 9 canales.
- Precio bajo y alta personalización, se buscaba una emisora con la que se pudieran modificar fácilmente los parámetros de funcionamiento, ya que se ha realizado vuelos con cola en forma de T invertida, en la cual disponemos de dos servos, uno para el timón de profundidad y otro para el de cola, y una segunda configuración para una cola en "V".
- Correcto funcionamiento y utilización de la banda de emisión, pues en distintas pruebas de vuelo las emisoras que hemos utilizado anteriormente han presentado problemas de funcionamiento.

Debido a esto, se decidió utilizar la emisora Futaba T6EX en conjunto con el receptor R617FS que cumple exactamente con los objetivos buscados.

Capítulo 7

Diseño estructural

7.1. Materiales empleados y características de interés

Durante el diseño de la aeronave, se seleccionaron materiales que ofrecían una alta relación rigidez/peso, facilidad de manipulación, disponibilidad y bajo coste, en la medida de lo posible. Se han recogido estos en una tabla resumen (Table 7.1).

Material	Densidad	Características
Madera de balsa	160 kg/m ³	Extremadamente ligera y blanda, fácil de cortar y trabajar.
Contrachapado crudo	750 kg/m ³	Alta resistencia mecánica, excelente rigidez estructural y resistencia a cargas concentradas.
Aluminio serie 2024	2700 kg/m ³	Buena rigidez estructural, fácil de mecanizar y unir. Buena relación rigidez/peso.
Fibra de carbono	1750 kg/m ³	Alta rigidez y resistencia a tracción, compresión y fatiga.
AIR-PLA	900 kg/m ³	Variante del PLA genérico mas liviana.
LW-PLA	540 kg/m ³	Material espumado ante altas temperaturas que permite variar la densidad en funcion de la pieza.

Tabla 7.1 - *Materiales empleados y sus principales características.*

7.2. Iteraciones estructurales y tipología por subcomponentes

7.2.1. Ala

- **Versión inicial:** La propuesta inicial planteaba un ala completamente impresa en 3D y largueros de aluminio de sección circular que disminuía hacia los extremos. El análisis preliminar demostró que el ala resultaba excesivamente pesada y perjudicaba la carga alar y el rendimiento, por lo que se descartó.
- **Versión final:** En la versión definitiva se optó por un diseño híbrido: dos semialas, cada una formada por una sección recta empotrada en el fuselaje y una punta elíptica. Así se aprovecha la ligereza y solidez de la construcción tradicional en madera junto a la flexibilidad de geometrías que brinda la impresión 3D.

7.2.1.1. Estructura interna

La sección recta de cada semiala emplea un semimonocasco formado por diez costillas con el perfil aerodinámico del ala; 7 de ellas serán de madera de balsa mientras que las 3 restantes son de contrachapado (dos en la zona central y una en el extremo) que refuerzan las uniones con las bayonetas y evitan deformaciones al aplicar el revestimiento. Todo ello está unido por ocho larguerillos de balsa —cuatro principales y cuatro secundarios— que aumentan la rigidez a la flexión y torsión y distribuyen las cargas sobre la piel del ala.

La piel del ala es de Oracover, un polímero termorretráctil que mejora la rigidez estructural.

7.2.1.2. Sección elíptica

Inicialmente, la unión de la sección elíptica se diseñó con un tubo insertado y grapas en L para bloquear el movimiento al rotar la pieza, usando AirPLA con capas gruesas orientadas longitudinalmente. Sin embargo, las pruebas revelaron que el anclaje era débil al sostener el ala por las puntas. Como solución, se incorporó un tubo de fibra de carbono que atraviesa tres costillas internas y la propia sección elíptica, aumentando la rigidez y reduciendo la flexión y el riesgo de daños.



Figura 7.1 - Ala completa con oracover

7.2.1.3. Fijaciones

El ala se fija al fuselaje mediante dos bayonetas tubulares. Aunque inicialmente eran de aluminio serie 2024, se sustituyeron por fibra de carbono (10x8 mm) tras comprobar su mayor rigidez en ensayos. La bayoneta delantera de 600 mm soporta la mayor carga, mientras que la trasera de 400 mm aporta estabilidad y controla la flexión y rotación del ala.

7.2.2. Fuselaje

- **Versión inicial:** El prototipo, hecho de poliestireno expandido, funcionó correctamente en vuelo según lo previsto, pero sus dimensiones no cumplían con los requisitos de la caja de transporte.
- **Versión final:** Las dimensiones se ajustaron a 45 cm, 100 cm desde el borde al morro y al borde de ataque del empenaje respectivamente; y una sección de 9x10 cm para facilitar el transporte, manteniendo el equilibrio aerodinámico y estructural del avión.

7.2.2.1. Función estructural

El fuselaje, aunque no recibe las principales cargas aerodinámicas, cumple una función estructural esencial al conectar los distintos componentes del avión. Su diseño y rigidez influyen directamente en el comportamiento general de la aeronave.

7.2.2.2. Estructura interna

La sección del fuselaje es rectangular ($950 \times 100 \times 90$ mm) y su estructura se basa en cuatro tubos de aluminio en las esquinas, de 10 mm de diámetro y distinto espesor (0,5 mm abajo y 1 mm arriba), que recorren todo el fuselaje y sirven de guía y soporte interno.

Las cuadernas de contrachapado se insertan en los tubos manteniendo a estos en su posición, intercaladas entre distintos separadores fabricados en LW-PLA que dan la forma externa y la consistencia al fuselaje.



Figura 7.2 - *Fuselaje en proceso de fabricación*

7.2.2.3. Fijaciones

En la parte superior del fuselaje se coloca una pieza de LW-PLA que se desliza sobre los tubos y sujeta firmemente las bayonetas del ala, sin herrajes externos y permitiendo fácil desmontaje. Con el mismo sistema, se fijan también el soporte del tren, la caja de telemetría y el tubo del empenaje. La cola del fuselaje ancla el tubo del empenaje mediante pasadores que eliminan cualquier rotación. Una pieza intermedia entre la cola y el soporte de las bayonetas distribuye el par del empenaje para mejorar la distribución de cargas.

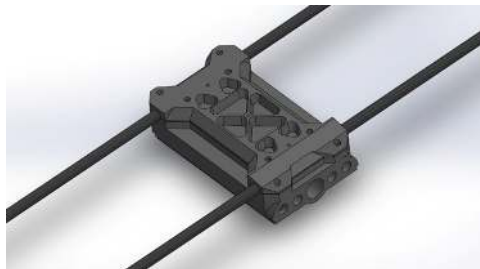


Figura 7.3 - *Grapa unión ala con fuselaje*

7.2.3. Empenaje

- **Versión inicial:** Se usó un solo tubo de aluminio de 8 mm para unir el empenaje, pero cedía por el momento flector generado por su distancia al fuselaje. Se resolvió colocando tres tubos en triángulo equilátero invertido, eliminando problemas de flexión y rotación.
- **Versión final:** Se optó por una configuración en V a 45° por su simplicidad, menor peso y número de superficies móviles, manteniendo la estabilidad. Además, se mejoró el sistema de anclaje en esta versión.

7.2.3.1. Geometría y construcción

Cada brazo del empenaje mide unos 300 mm y forma un ángulo de 45° con el plano horizontal. Se unen en una pieza central de AIR-PLA que aloja un tubo de fibra de carbono de 20 mm, funcionando como mástil entre el fuselaje y el empenaje.

Las superficies de cada timón están fabricadas en LW-PLA y se dividen en cuatro secciones:

- Una parte superior e inferior con un canal interno para una varilla que sirve como eje de giro de los flaps.
- El cuerpo central une ambas partes y aloja los servos, incluyendo una tapa de PLA transparente para facilitar el acceso y mantenimiento del servomotor.



Figura 7.4 - *Empenaje*

7.2.3.2. Fijación al fuselaje

El sistema de fijación utiliza dos chavetas atornilladas a 60° que evitan la rotación del tubo y del empenaje respecto al fuselaje. El patín de cola atraviesa la unión en V y el tubo, bloqueando el desplazamiento longitudinal. Es un anclaje preciso, firme y fácilmente desmontable para facilitar el transporte y el mantenimiento.



Figura 7.5 - *Chavetas en CAD*

7.2.3.3. Funcionalidad estructural

Aunque el empenaje no transmite fuerzas significativas de sustentación, sí está sometido a cargas aerodinámicas de control.

7.2.4. Tren de aterrizaje

Se adquirió un tren de aterrizaje convencional comercial, seleccionado por su fácil integración con el fuselaje. A continuación se muestra una imagen (Figure 7.6) y la pieza diseñada para adaptarlo (Figure 7.7):



Figura 7.6 - Tren de aterrizaje

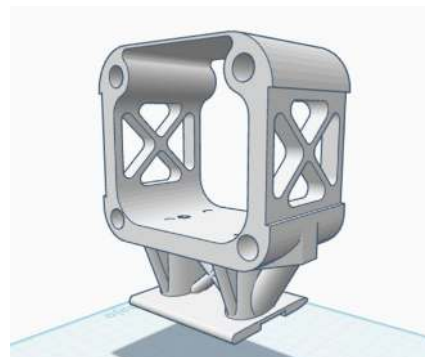


Figura 7.7 - CAD pieza integración tren de aterrizaje en el fuselaje

7.3. Distribución de masas

Se procuró mantener el centro de masas entre el 25-30 % delanteros de la cuerda del ala principal, como se muestra en el siguiente esquema.

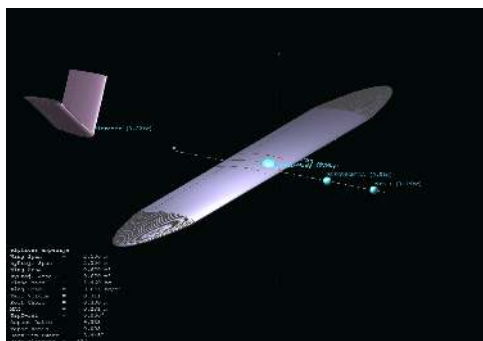


Figura 7.8 - Distribución de masas de la aeronave

La mayor concentración de masa se encuentra en el fuselaje, donde se ubica la electrónica y los anclajes. Debido al empenaje retrasado, fue necesario adelantar la electrónica y añadir un contrapeso de plomo para equilibrar el centro de masas.

7.4. Prueba flexión estática del ala

Se realizó un ensayo para verificar la resistencia del ala, elevando la aeronave por las puntas y aplicando más de 4kg de carga puntual en el centro. El ala resistió sin deformarse ni romperse, demostrando estar apta para el vuelo.



Figura 7.9 - *Prueba de flexión estática del ala.*

7.5. Simulación FEM tubo fuselaje-empenaje

El principal desafío durante la fabricación fue el tubo de unión fuselaje-empenaje, que generaba un gran momento flector debido a su longitud, lo que podía provocar que se doblara. Para comparar los diseños, utilizamos ABAQUS, modelando un elemento tipo viga de 0.8 m con condiciones de contorno que simulan un encastre y restricción de desplazamientos en la sección unida al fuselaje, y aplicando una carga puntual equivalente al peso del empenaje.



Figura 7.10 - *Condiciones de contorno ABAQUS*

El primer diseño fue un tubo de aluminio de 8 mm de diámetro exterior y 7 mm de diámetro interior, con un módulo de elasticidad de $E=70$ GPa y un coeficiente de Poisson de $\nu=0.32$.



Figura 7.11 - *Diagrama de desplazamientos ABAQUS Aluminio.*

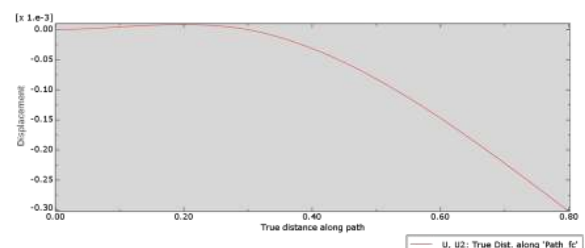


Figura 7.12 - *Desplazamiento - Distancia real a lo largo del trayecto Aluminio.*

El diseño final fue un tubo de fibra de carbono de 20 mm de diámetro y 1 mm de espesor, modelado como un material ortótropo en Abaqus utilizando constantes de ingeniería.



Figura 7.13 - Diagrama de desplazamientos ABAQUS Fibra de Carbono.

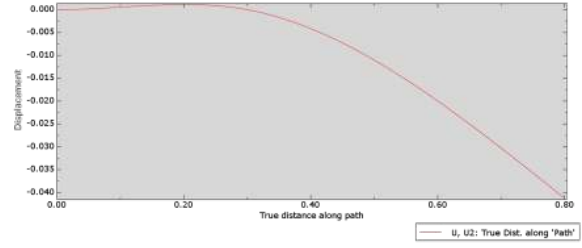


Figura 7.14 - Desplazamiento - Distancia real a lo largo del trayecto Fibra de Carbono.

7.6. Envolvente de vuelo

Para calcular la envolvente se define el factor de carga (n) como el cociente de la fuerza de sustentación entre la fuerza de la gravedad:

$$n = \frac{L}{W} = \frac{\frac{1}{2}\rho V^2 SC_L}{mg} \quad (7.1)$$

Para hallar la ecuación de la línea que nace del origen y asciende, *accelerated stall*, se particulariza la ecuación del factor de carga en el caso de que el coeficiente de sustentación sea máximo y se despeja la velocidad.

$$n = \frac{\frac{1}{2}\rho V^2 SC_{L_{max}}}{mg} \quad (7.2)$$

$$V = \sqrt{\frac{mg}{\frac{1}{2}\rho SC_{L_{max}}}} n \quad (7.3)$$

Esta función de $V(n)$ marca una frontera en el diagrama ya que, a partir de esta, si bien el avión no falla estructuralmente, se pierde la sustentación. El primer término es conocido como la velocidad de pérdida (V_S , *Speed Stall*). Esta es la velocidad mínima a la que un avión puede volar en vuelo nivelado sin que sus alas pierdan sustentación. Si el avión vuela por debajo de esa velocidad, entra en pérdida aerodinámica (*stall*). Si $n = 1$, se obtiene la velocidad de pérdida en vuelo nivelado.

$$V_S = \sqrt{\frac{mg}{\frac{1}{2}\rho SC_{L_{max}}}} = 8,09 \text{ m/s} \quad (7.4)$$

Si $n = n_{max}$, se tiene la velocidad de maniobra (V_A) para ambos límites (tanto para n positivo como para n negativo). Es la velocidad máxima a la que se pueden aplicar controles bruscos sin dañar la estructura del avión. A velocidades por debajo de V_A , si se aplica un movimiento brusco, el avión entrará en pérdida antes de que la estructura se dañe. Pero por encima de V_A , esa misma maniobra puede generar fuerzas superiores al límite estructural, lo que podría romper el avión

$$V_A = V_S \sqrt{n_{max}} = \begin{cases} V_S \sqrt{n_{max}^+} = 10,8589 \text{ m/s} \\ V_S \sqrt{n_{max}^-} = 8,8662 \text{ m/s} \end{cases} \quad (7.5)$$

Para calcular el factor de carga máximo, no hay otra salida que ensayar el propio aeromodelo. La primera opción es realizar un ensayo de carga, o bien, hasta que la aeronave llegue

al fallo, o bien, quedarse en una deformación elástica e inferir el resto de deformaciones para otras cargas por tratarse de la zona elástica lineal. La otra salida es realizar un ensayo con elementos finitos. Es importante que el modelo virtual coincida con el real por lo que se deben realizar comparaciones experimentales. En estos casos se ha estimado unos límites aproximados del factor de carga de $+1,8$ y $-1,2$.

En el diagrama V-n, el factor de carga máximo y mínimo ponen las cotas del diagrama a representar ya que no puede haber una maniobra que vaya más allá de esos límites.

Por último, se debe calcular la velocidad de picada (V_D , del inglés «*dive speed*»), la velocidad máxima de diseño que una aeronave puede alcanzar en descenso pronunciado (picada) sin que su estructura sufra daños. Es un límite estructural, no una velocidad que se use en operación normal. Este límite de velocidad evita entrar en zonas de inestabilidades del tipo *flutter*, divergencia o inversión de mandos.

Una aproximación para estimar la velocidad de divergencia sin entrar en cálculos estructurales excesivamente complejos es la fórmula

$$V_D = \sqrt{\frac{mg}{\frac{1}{2}\rho a S C_{L_\alpha} b^3}}, \quad (7.6)$$

donde a representa la distancia aproximada entre el eje elástico y el centro aerodinámico.

La envolvente de vuelo resultante de representar todos estos límites junto con un factor de seguridad se muestra en la Figura 7.15.

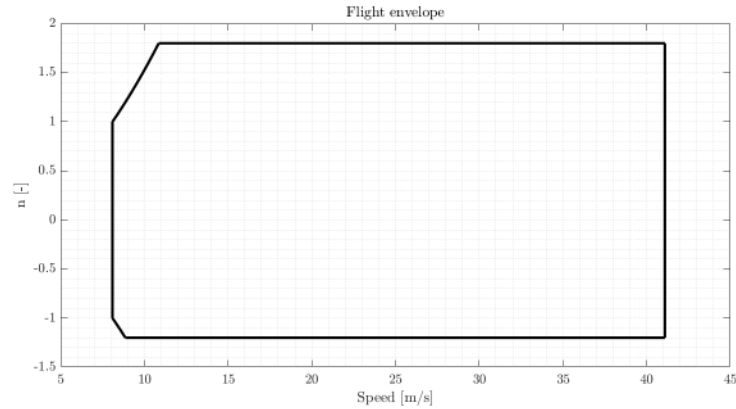


Figura 7.15 - *Envolvente de vuelo resultante para este modelo.*

Capítulo 8

Técnicas de fabricación

8.1. Madera

El proceso comienza con el corte láser de la madera, con diseño realizado en CAD. Luego, las piezas se ensamblan con adhesivo de cianoacrilato, utilizando separadores para mayor precisión Figure 8.1 y Figure 8.2.



Figura 8.1 - Costillas madera de balsa

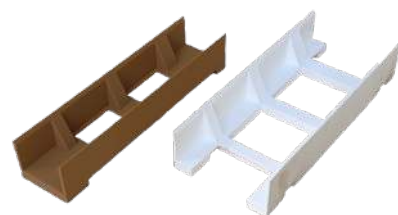


Figura 8.2 - Separadores impresos en 3D para mantener distancia entre costillas en el montaje.

La estructura final se recubre con Oracover. Se recorta una lámina a la medida y se fija a la estructura con calor, adheriéndola con una plancha y usando una pistola de calor para tensar.

8.2. Impresión 3D

Debido a que el diseño del avión incluye múltiples superficies de geometría compleja, se ha optado por la impresión 3D para la fabricación de estas piezas, permitiendo así mantener la aerodinámica. Para el modelado de las piezas se han utilizado diferentes programas de diseño CAD: Fusion 360, TinkerCAD y SolidWorks. El proceso de fabricación consta de varias etapas: primero, el modelo 3D se exporta en formato .stl, que posteriormente se procesa mediante un software de laminado (slicer) donde se configuran parámetros de impresión y una vez preparado el archivo .gcode, se transfiere a la impresora para su fabricación.



Figura 8.3 - *Ala rectangular madera sin oracover.*

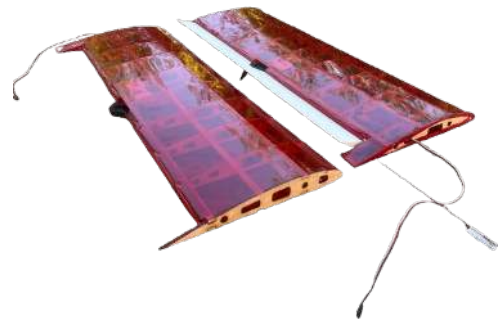


Figura 8.4 - *Semialas rectangulares*

8.3. Depósitos

Para transportar la carga, se han fabricado depósitos personalizados con el objetivo de adaptarlos de forma óptima al diseño de la aeronave. Estos depósitos se ubican en el interior del fuselaje y cuentan con una entrada superior para el llenado y una salida inferior para el vaciado. Esta configuración aprovecha la inclinación natural de la aeronave para facilitar el flujo del agua hacia la zona de vaciado.

Para su fabricación se ha utilizado impresión 3D con filamento LW-PLA; y una vez impresa la carcasa del depósito, se procede a su impermeabilización mediante el recubrimiento con fibra de vidrio y resina epoxi. Finalmente, se incorporan tapones de PVC para cerrar las dos aberturas.

8.4. Ensayos realizados

8.4.1. Refuerzo de madera con fibra de carbono

Se realizó un ensayo de flexión para evaluar el refuerzo con fibra de carbono en listones de madera de balsa. El ensayo simula una viga biapoyada con una carga puntual en el centro. Los resultados fueron inesperados: el listón sin reforzar resistió aproximadamente el doble que el reforzado, 2000g frente a 1100g. Se atribuyó esto a una posible diferencia en la calidad de los listones.

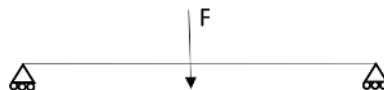


Figura 8.5 - *Esquema viga biapoyada.*

Luego, se probó un listón más largo, dividiéndolo en trozos, con la mitad reforzada y la otra sin. En esta prueba, el listón sin reforzar falló un 40 % antes, con unos 600g. Aunque los resultados confirmaron que el refuerzo con fibra de carbono podía funcionar, también se detectó que un mal uso de la técnica, afectaba negativamente las propiedades del material. Finalmente, debido al tiempo de fabricación, el coste y la falta de mejoras significativas en los resultados, no se optó por utilizar este método en el proyecto.

Capítulo 9

Prestaciones de la aeronave

9.1. Introducción a las prestaciones

A continuación, se describe el desempeño previsto de la aeronave en distintas condiciones de vuelo, así como los parámetros operativos que permiten maximizar su eficiencia durante el vuelo.

9.1.1. Características y desempeño de la aeronave

Se estima que el peso en vacío de la aeronave (OEW) es de aproximadamente 3 kg, mientras que el peso máximo al despegue (MTOW) es de 3,7 kg. La carga útil máxima que puede transportar, según el diseño estructural y el análisis de distribución de masas, es de aproximadamente 700 gramos que equivale a 700 ml de agua. Esta carga está distribuida en depósitos internos, garantizando la estabilidad y el cumplimiento del reglamento.

La velocidad de despegue será de 10 m/s y la velocidad de crucero de 18,5 m/s aproximadamente. Cabe recalcar que las velocidades calculadas son meras estimaciones teóricas del diseño.

9.1.2. Predicción de la carga de pago

Partiendo de una velocidad de despegue $V_{TO} = 1,2V_{stall}$ y un MTOM de 3,7 kg, es posible realizar una aproximación de la relación entre la carga de pago máxima y la densidad ambiente. De la ecuación de la sustentación en despegue:

$$MTOW = \frac{1}{2}\rho V_{TO}^2 SC_{L_{max}} \quad (9.1)$$

$$MTOM = \frac{1}{g}MTOW = \frac{1}{2g}\rho V_{TO}^2 SC_{L_{max}} \quad (9.2)$$

Y, como la máxima masa en despegue MTOM es la suma de la masa en vacío operacional OEM y la máxima carga de pago MPL

$$MPL(\rho) = \frac{1}{2g}\rho V_{TO}^2 SC_{L_{max}} - OEM \quad (9.3)$$

Finalmente, sustituyendo los datos en la fórmula, queda

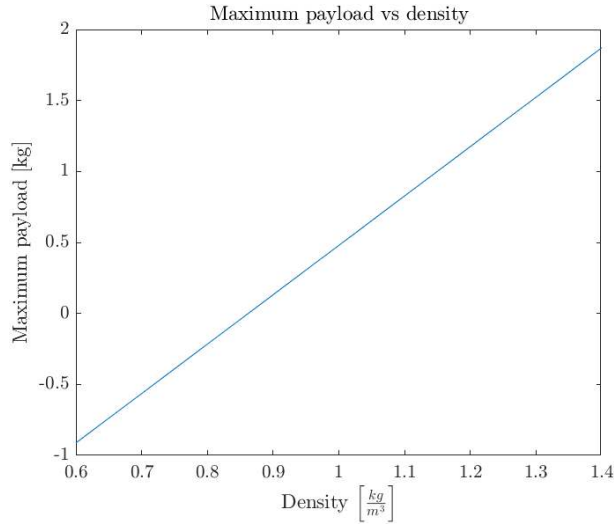


Figura 9.1 - Variación de la máxima carga de pago con respecto a la densidad.

$$\text{MPL}(\rho) = 3,4795\rho - 3 \quad (9.4)$$

Esta función está representada en la Figura 9.1 para un rango de densidades.

9.1.3. Perfil de vuelo y maniobras

Durante el vuelo, la aeronave realiza un itinerario compuesto por una fase inicial de ascenso en la que se tratará de subir lo máximo posible en el menor tiempo posible. Todo esto siempre respetando los límites de seguridad establecidos y para alcanzar una mayor velocidad descendiendo si fuese necesario. Después, una fase de planeo estable y una maniobra final de aterrizaje, en la que se emplearán los flaps para disminuir al máximo la velocidad.

Durante la carrera de despegue se tratará de conseguir la bonificación del 25 % por despegar en 20 m. Si se estima necesario se sacrificará parte de la carga a favor del despegue corto. Después se tratará de mantener volando a pocos centímetros de la superficie de la pista, de manera que aprovechando el efecto suelo la aeronave pueda alcanzar mayor velocidad antes de comenzar el ascenso. La capacidad ascensional depende en gran medida de la velocidad de la aeronave al terminar esta maniobra y por tanto de la pericia del piloto en ese instante.

Capítulo 10

Lecciones aprendidas

10.1. Restructuración de organización

Durante el curso, tras un cambio de coordinador y la renovación de miembros, se priorizó mejorar la comunicación interna. Basándose en la experiencia previa, se implantaron medidas como actas de reuniones, encuentros semanales de coordinadores y reuniones generales mensuales. Estas acciones mejoraron el seguimiento del proyecto, fortalecieron el compromiso de los miembros y permitieron una gestión más organizada y eficaz del equipo.

10.2. Elecciones de estrategia

Una de las principales lecciones de este curso ha sido la importancia de la planificación y anticipación. Establecer tareas claras y fechas límite permitió un trabajo constante y ordenado. Terminar el primer prototipo en marzo ofreció margen para pruebas, correcciones y mejoras, evitando improvisaciones de última hora.

10.3. Testeo de materiales

Como se comentó en el apartado anterior, un aprendizaje clave de este año ha sido la experiencia en el departamento de estructuras, mayoritariamente formado por nuevos miembros. Se apostó por una fuerte formación práctica en el uso de herramientas como impresoras 3D y cortadoras láser, aunque se constató que dominar estas tecnologías requiere tiempo. Además, la realización de ensayos de materiales y validaciones previas mejoró la fiabilidad del modelo final. La principal conclusión es la necesidad de seguir impulsando la formación práctica y establecer protocolos claros para facilitar la transición de la teoría a la práctica.

Capítulo 11

Cierre

Aún quedando la parte más importante del proyecto, la competición, el proceso de desarrollo de este aeromodelo ha sido el resultado de una sinergia entre todos los miembros de la asociación. Desde los primeros bocetos hasta el montaje final. No obstante, esto no ha sido un trabajo solamente del equipo sino de todas las personas y empresas que nos han querido ayudar para poder afrontar este reto.

Aunque realmente solo llevemos una competición a nuestras espaldas, hemos podido aprender y mejorar en todos los sentidos respecto al año pasado. Este julio no solo presentamos un aeromodelo competitivo, sino el resultado de una visión compartida, de un proceso de aprendizaje y de un esfuerzo colectivo.

Estamos preparados para competir, pero, aún más, preparados para seguir dejando huella.

Anexo I: Desglose del presupuesto

Tabla 1: Presupuestos del proyecto, componentes estructurales (continúa)

	Piezas	Material	Unidad	Gasto/ud	Cantidad unitaria	Total
34	Varillas sección circular 2mm	Fibra de carbono	m	1,00 €	1,44	1,44 €
	Tubo 10x8 mm	Fibra de carbono	m	17,90 €	2	35,80 €
	Tubo 10x9 mm	Aluminio	m	3,72 €	0,6	2,23 €
	Listones 10x5mm	Madera de balsa	m	1,25 €	6	7,50 €
	Listones 10x3mm	Madera de balsa	m	1,05 €	1,5	1,58 €
	Listones 5x5mm	Madera de balsa	m	0,65 €	3	1,95 €
	Listones 5x3mm	Madera de balsa	m	0,80 €	1,4	1,12 €
	Varilla sección circular 10mm	Madera de balsa	m	2,30 €	1,5	3,45 €
	Costillas	Madera de balsa	Planchas 10x100 cm	3,85 €	2,5	9,63 €
	Costillas	Madera de contrachapado	m2	18,00 €	0,1	1,80 €
	Recubrimiento oracover rojo transparente		m	6,07 €	1,8	10,93 €
	Adhesivo de cianocrilato		g	0,398 €	20	7,96 €
	Flaperon	LW-PLA	g	0,043 €	78	3,35 €
	Tetones semicirculares	LW-PLA	g	0,043 €	2	0,09 €
	Cajeado servomotor	LW-PLA	g	0,043 €	2	0,09 €
	Bisagras sujeción flaperon	AirPLA	g	0,026 €	8	0,21 €
	Anclaje servomotor	AirPLA	g	0,026 €	2	0,05 €
	Apoyo montaje costillas 83 cm	PLA	g	0,016 €	69	1,10 €
	Apoyo montaje costillas 46 cm	PLA	g	0,016 €	60	0,96 €
	Elíptica	LW-PLA	g	0,043 €	112	4,82 €
	Unión elíptica-elíptica	AirPLA	g	0,026 €	12	0,31 €
	Unión elíptica-rectangular	AirPLA	g	0,026 €	24	0,62 €
	TOTAL					96,98 €

Ala

Tabla 1: Presupuestos del proyecto, componentes estructurales (continuación)

	Piezas	Material	Unidad	Gasto/ud	Cantidad unitaria	Total
Empenaje	Superiores	LW-PLA	g	0,043 €	12	0,52 €
	Inferiores	LW-PLA	g	0,043 €	30	1,29 €
	Centrales	LW-PLA	g	0,043 €	70	3,01 €
	Superficie de control	LW-PLA	g	0,043 €	40	1,72 €
	Unión empenaje-fuselaje	AirPLA	g	0,026 €	37	0,96 €
	Pasadores	AirPLA	g	0,026 €	4	0,10 €
	Cajeado servomotor	PLA transparente	g	0,016 €	8	0,13 €
	Varilla sección circular 1,5 mm	Fibra de carbono	m	3,00 €	0,4	1,20 €
TOTAL						8,93 €
Fuselaje	Tubo seccion 10x9 mm	Aluminio	m	4,50 €	1,49	6,71 €
	Tubo anodizado aluminio 10x8 mm	Aluminio anodizado	m	3,89 €	1,49	5,80 €
	Varilla redonda 4mm	Aluminio	m	1,99 €	0,1	0,20 €
	Pared exterior	Madera de balsa	Planchas 10x100x20 cm	4,10 €	2,5	10,25 €
	Tornillos m3 12 (cabeza conica)			0,08 €	10	0,80 €
	Tornillos m3 16 (cabeza conica)			0,08 €	4	0,32 €
	Tornillos m3 20 (cabeza cilindrica)			0,08 €	30	2,40 €
	Tornillos Allen m4 20			0,24 €	4	0,96 €
	Tuercas M3				6	0,00 €
	Tornillos m3 45 (telemetria)					0,00 €
	Tubo seccion circular 20x18 mm	Fibra de carbono		19,38 €	0,8	15,50 €
	Tren de aterrizaje			10,27 €	1	10,27 €
	Costillas de contrachapado	Mad. Contrachapado	m ²	18,00 €	0,04	0,72 €
	Cola fuselaje	AirPLA	g	0,026 €	73	1,90 €
	Unión tubo	AirPLA	g	0,026 €	43	1,12 €
	Grapa	AirPLA	g	0,026 €	90	2,34 €
	Morro	AirPLA	g	0,026 €	62	1,61 €
	Soporte tren	AirPLA	g	0,026 €	23	0,60 €
	Soporte telemetria	LW-PLA	g	0,043 €	17	0,73 €
	Pieza inferior delantera pico	LW-PLA	g	0,043 €	2	0,09 €

Tabla 1: Presupuestos del proyecto, componentes estructurales (continuación)

	Piezas	Material	Unidad	Gasto/ud	Cantidad unitaria	Total
	Pieza inferior delantera tren	LW-PLA	g	0,043 €	5	0,22 €
	Pieza inferior trasera ten	LW-PLA	g	0,043 €	12	0,52 €
	Esquinas superiores	LW-PLA	g	0,043 €	30	1,29 €
	TOTAL					64,33 €
Depósitos	Depósito 250 ml	LW-PLA	g	0,043 €	25	1,08 €
	Tapones 32mm	PVC	Tapón		2	2,10 €
	TOTAL					3,18 €
SUMA TOTAL						170,24 €

Componentes electrónicos

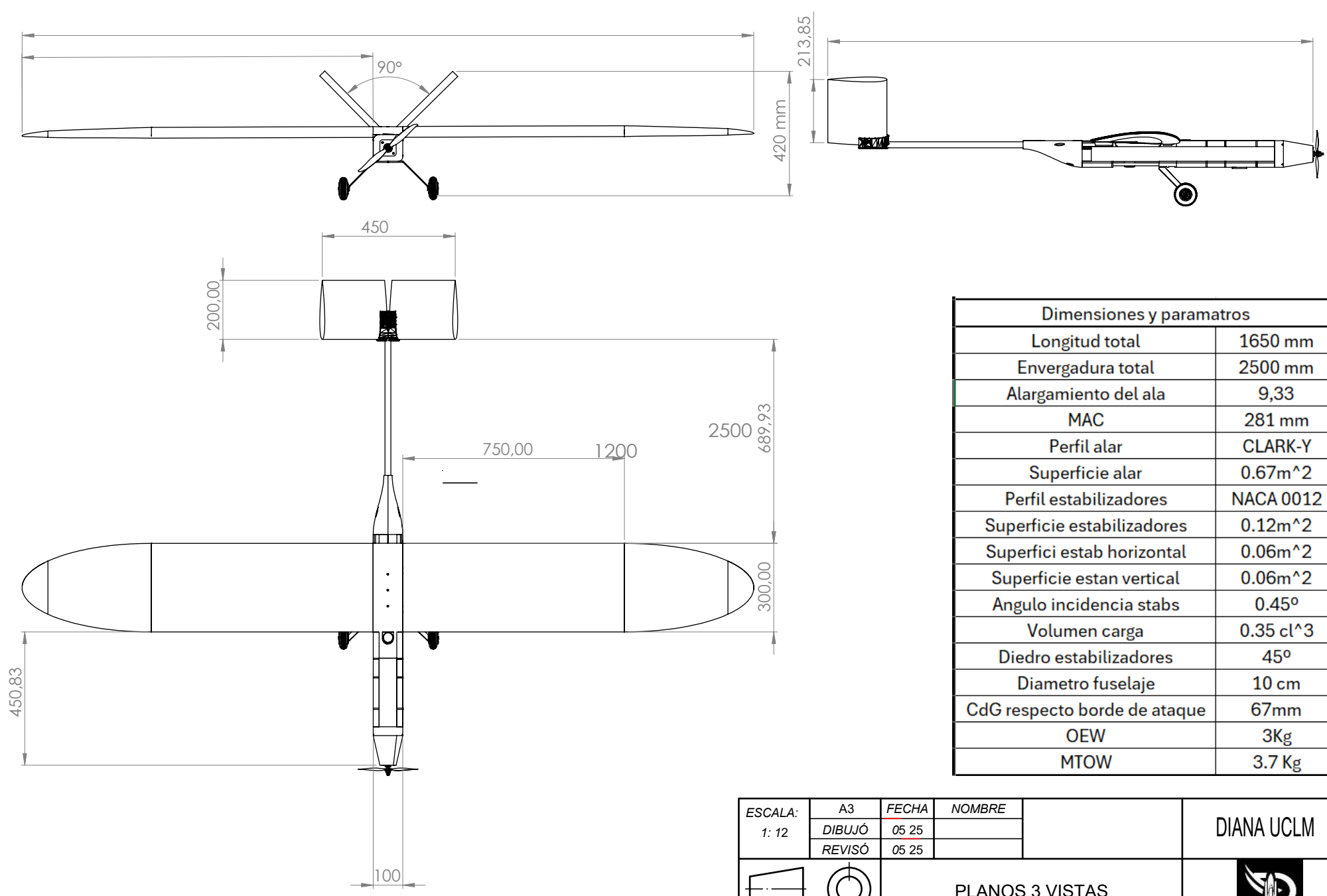
Componente	Unidades	Precio/ud	Total
Hélice APC 10x6E	1	1	4,25 €
Batería principal 3000mAh	1	31,50 €	31,50 €
Batería secundaria Soaring	1	8,75 €	8,75 €
RX - Receptor	1	29,08 €	29,08 €
Servomotores alerones	2	14,65 €	29,30 €
Servomotores cola	2	2,79 €	5,58 €
ESC	1	47,00 €	47,00 €
UBEC	1	19,90 €	19,90 €
Motor	1	30,50 €	30,50 €
Varillas de acero	1	3,99 €	3,99 €
Adaptador tipo Z	2	0,96 €	1,92 €
Escuadras	2	1,80 €	3,60 €
Buje	1	3,50 €	3,50 €
Conectores banana 4 mm	1	8,99 €	8,99 €
Total			227,86 €

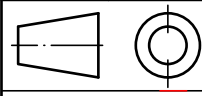
Presupuesto total

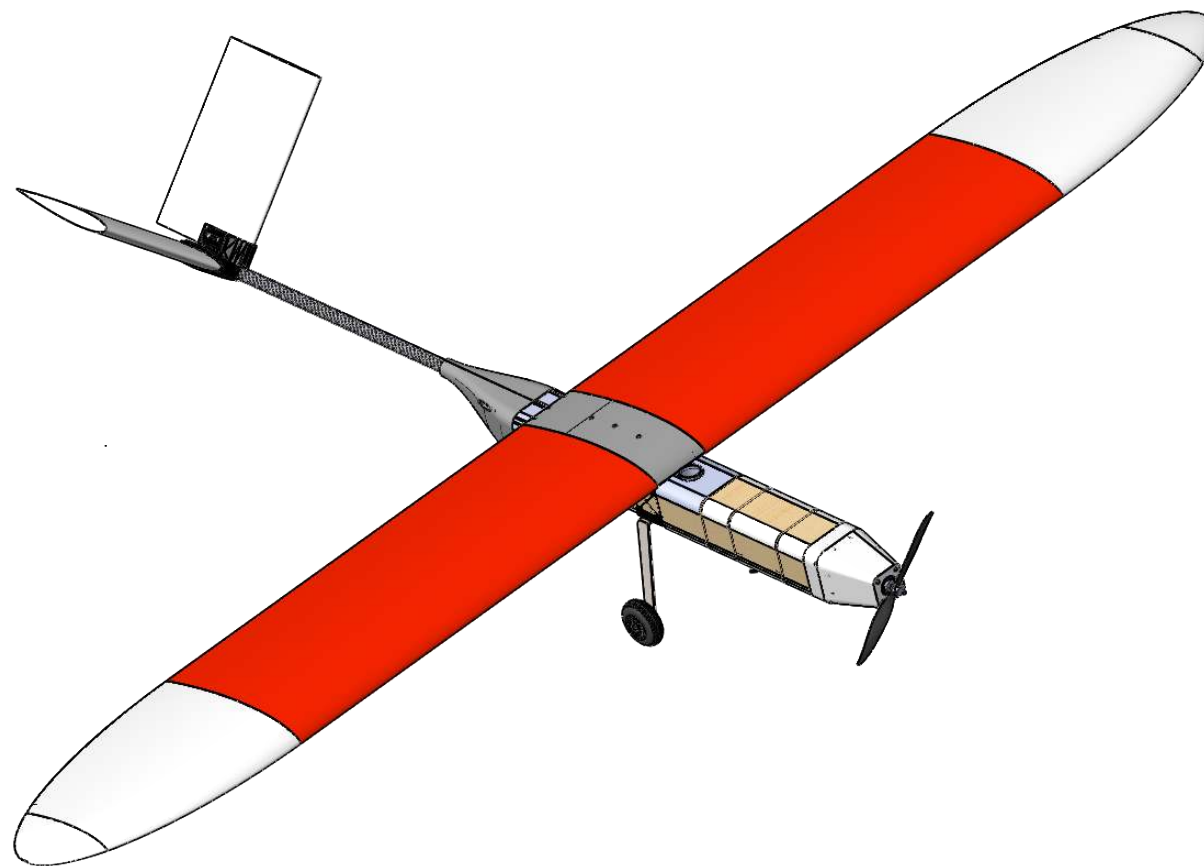
Tipo de componente	Total
Estructura	170,24 €
Electrónica	227,86 €
Total	398,10 €

Tabla 2 - *Suma global del presupuesto del proyecto.*

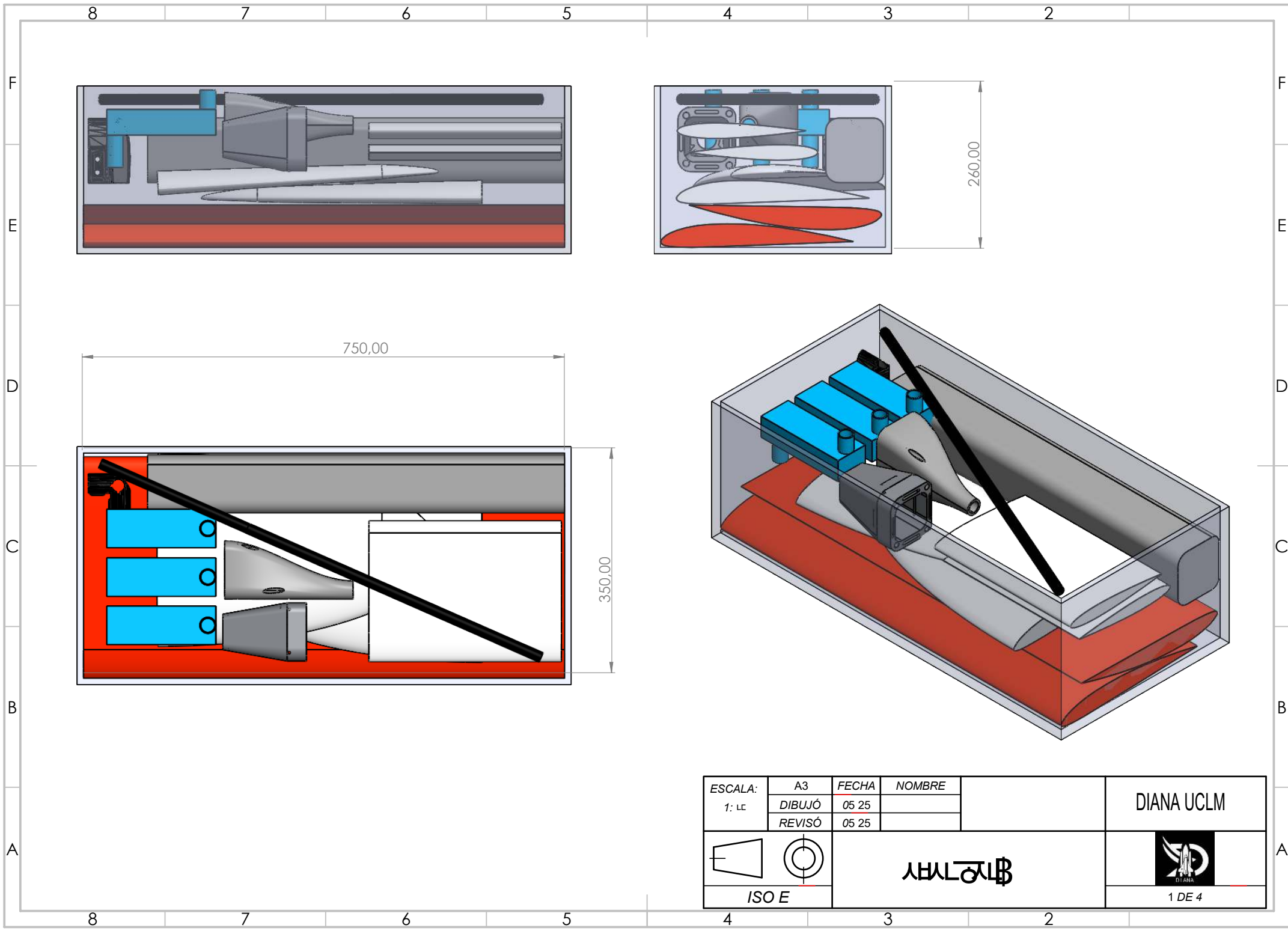
Anexo II: Planos de la aeronave

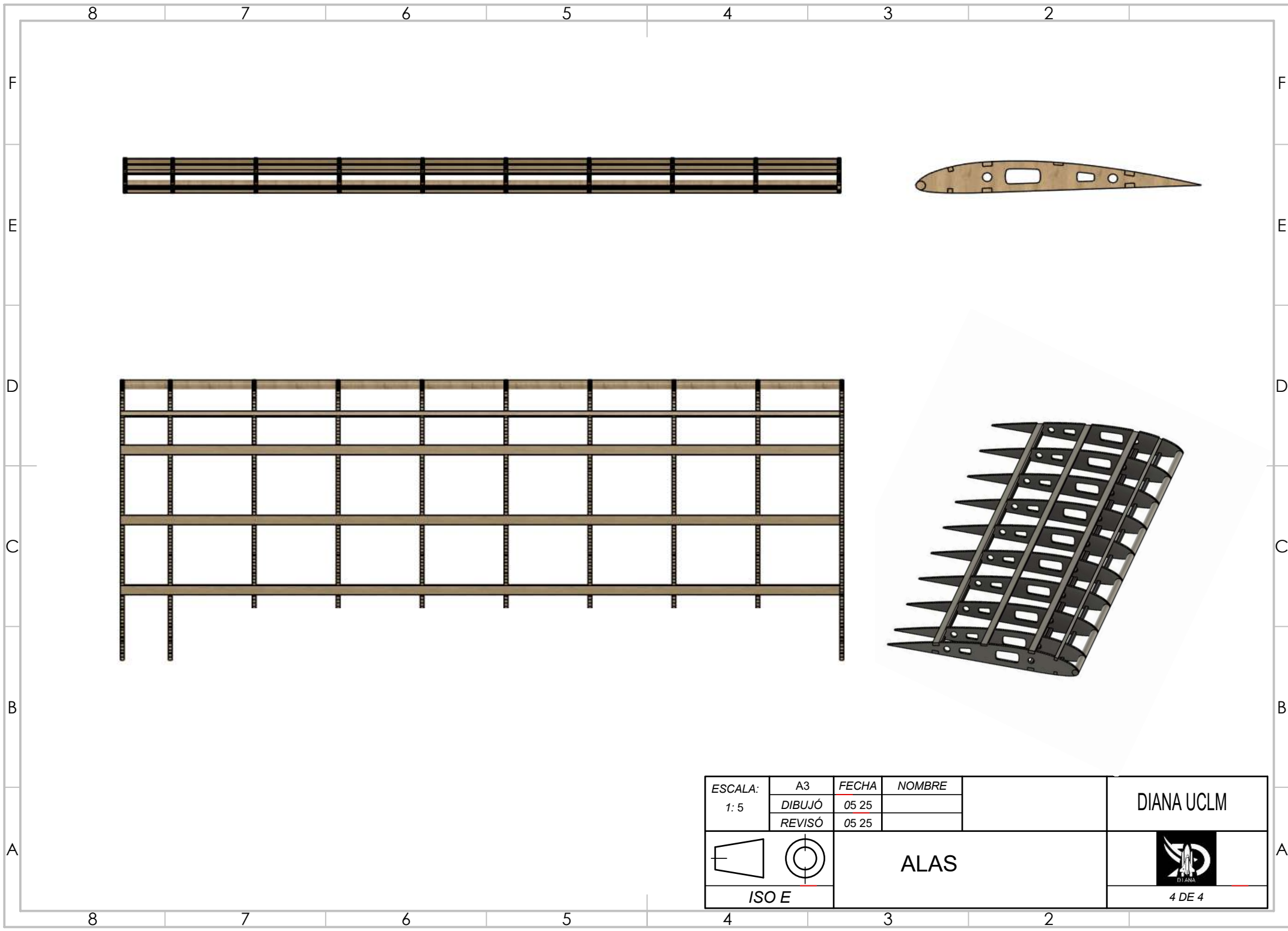


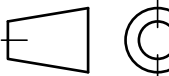
ESCALA: 1: 12	A3	FECHA	NOMBRE		DIANA UCLM
	DIBUJÓ	05 25			
	REVISÓ	05 25			
		PLANOS 3 VISTAS			
ISO E					1 DE 4



ESCALA: 1: 5	A3	FECHA	NOMBRE		DIANA UCLM	
	DIBUJÓ	05 25				
	REVISÓ	05 25				
		VISTA				
ISO E					3 DE 4	





ESCALA: 1: 5	A3	FECHA	NOMBRE		DIANA UCLM
	DIBUJÓ	05 25			
	REVISÓ	05 25			
		ALAS			
ISO E					4 DE 4

Anexo III: Innovación

Banco de pruebas y resultados obtenidos

Gracias a los desarrollos de años anteriores de este departamento, contamos con un banco de pruebas estático, el cual, mediante programas open-source, sensores varios y un controlador Arduino, nos permite obtener datos relevantes sobre el desempeño real que tendrá nuestro conjunto moto-propulsivo. A continuación, observaremos los datos obtenidos.

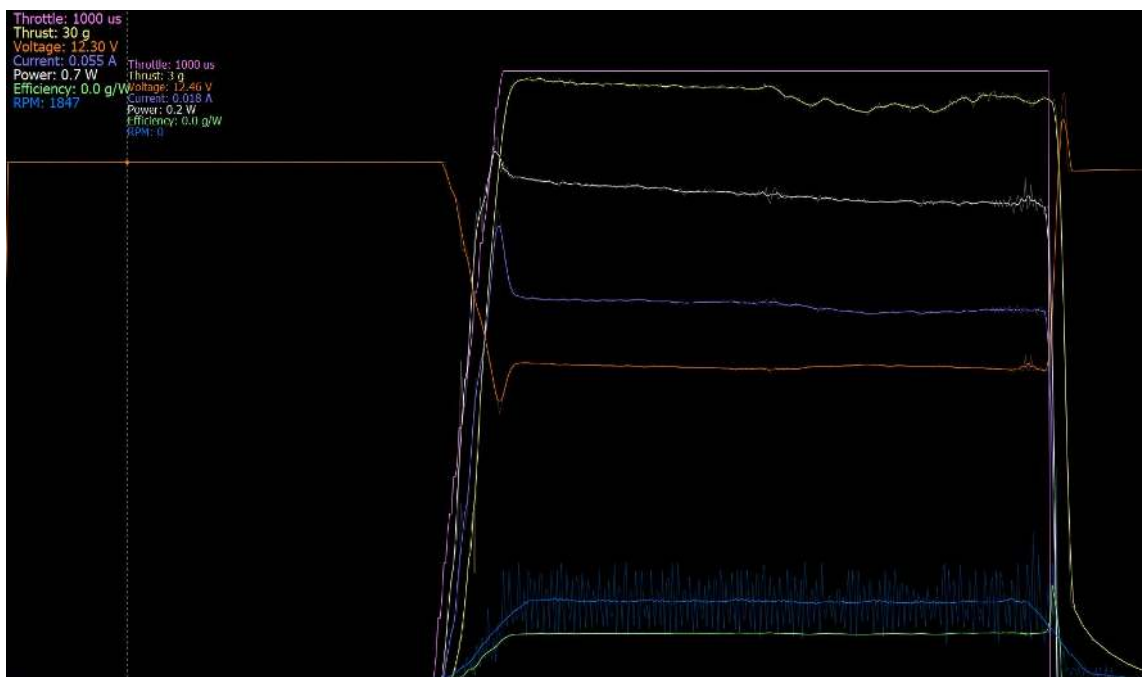


Figura 1 - Resultados de un ensayo a régimen de giro máximo.

A continuación podemos observar los datos de funcionamiento que ha presentado el conjunto motopropulsivo para diferentes valores de empuje en gramos:

Telemetría

Debido a la necesidad de optimizar la propia aeronave, nació la necesidad de conocer datos reales de vuelo y estado de esta, debido y al interés por añadir innovaciones este año se comenzó el desarrollo de una telemetría propia, esta esta basada en un ESP32 con un módulo de comunicación LoRa en ambos extremos de la comunicación, es decir:

Empuje (g)	Ac. (us)	Voltaje (V)	Int. (A)	Potencia (W)	E. (g/W)	RPM
95	1200	12,2	0,50	6,10	15,57	2150
321	1400	11,6	1,98	22,72	14,18	4212
541	1500	11,2	3,76	42,30	12,80	5546
701	1600	10,2	5,39	55,40	12,58	6106
867	1700	9,34	7,57	70,80	12,21	7153
1075	1800	8,47	9,74	82,56	12,07	7282
1095	1900	7,49	12,00	90,00	12,10	7452
1149	1950	7,10	13,00	92,00	12,36	9378
1197	1975	7,31	13,57	99,28	12,06	13840
1200	2000	7,31	13,50	98,80	12,01	13543

Tabla 3 - *Tabla de resultados del banco de pruebas.*

- El ESP32 que actúa de transmisor, el dispositivo que va a bordo de la aeronave será el encargado de registrar los datos de vuelo en tiempo real y transmitirlo.
- El ESP32 que actúa de receptor, este dispositivo no tendrá ningún sensor, estará en tierra y se encargará de recibir los datos emitidos por la aeronave, además de alojar un servicio web que permita la visualización y análisis de los datos.

Hasta el momento de escribir este informe, los dispositivos son capaces de realizar comunicaciones sin problema, distancia máxima de comunicación aún no probada, pero estando en línea de vista se estima que sea del mismo orden de magnitud que el propio control remoto de la aeronave, más que suficiente para el tipo de vehículo que estamos tratando.

El emisor instalado a bordo dispone de 3 arrays de sensores, los cuales le proporcionan datos en bruto de:

- Datos GPS
- Tres ejes de acelerómetros lineales
- Tres ejes de acelerómetros angulares
- Tres ejes de intensidad de campo magnético
- Temperatura
- Presión

Mediante estos datos a bordo, este dispositivo será capaz de obtener datos relevantes para el vuelo y optimización, los cuales serán de gran ayuda para el futuro desarrollo de aeronaves.

Análisis roving fibra de carbono

Durante el proceso de fabricación, se introdujo una técnica innovadora de refuerzo utilizando fibra de carbono en su forma más básica: los hilos de fibra de carbono. Esta técnica consistió en recubrir una pieza con estos hilos, adherirlos mediante resina y curarlos posteriormente. Aunque esta se descartó se ha decidido incluir en este Anexo para

Según los datos del fabricante, el diámetro del monofilamento es de 6.9 μm , independientemente del número de K. Para modelar este refuerzo en Abaqus, empleamos la herramienta para crear materiales compuestos, definiendo el nuevo elemento como una capa de madera de balsa y otra de fibra de carbono.

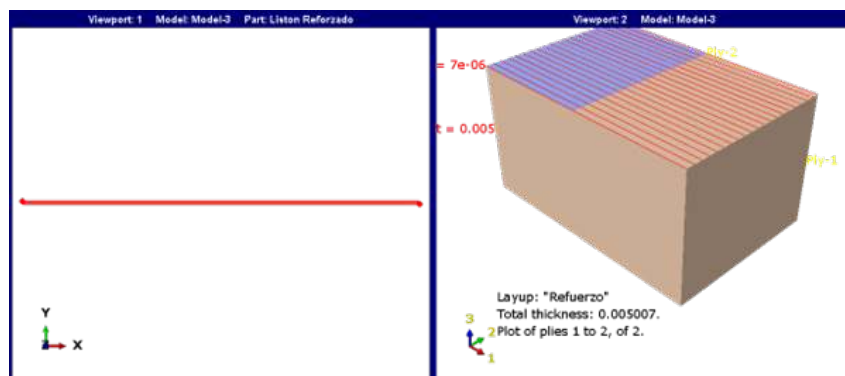


Figura 2 - Modelado refuerzo fibra de carbono

Con el fin de comparar el comportamiento del refuerzo frente a la ausencia del mismo, aplicamos condiciones de contorno y carga arbitrarias. Supusimos que uno de los extremos estaba empotrado y, en el otro extremo, se aplicaba una carga puntual.



Figura 3 - Condiciones de contorno

- **Listón reforzado:** El desplazamiento máximo registrado fue de 0.14.

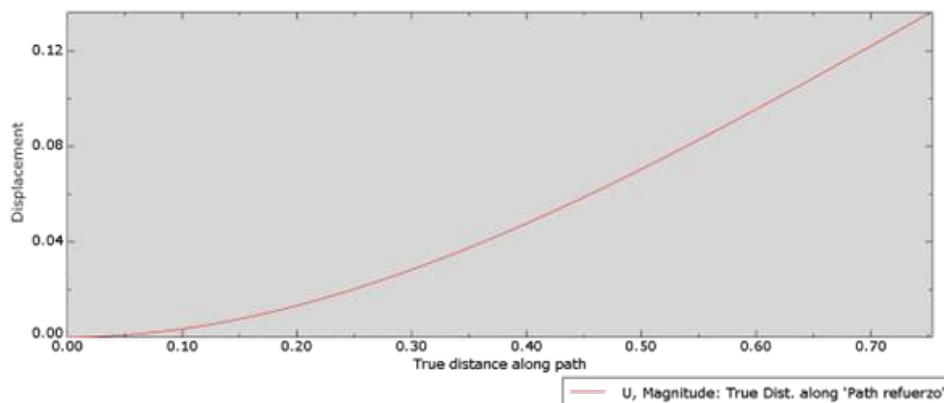


Figura 4 - Desplazamiento-Distancia real a lo largo del trayecto para 0.14

- **Listón sin reforzar:** El desplazamiento total fue de 0.18.

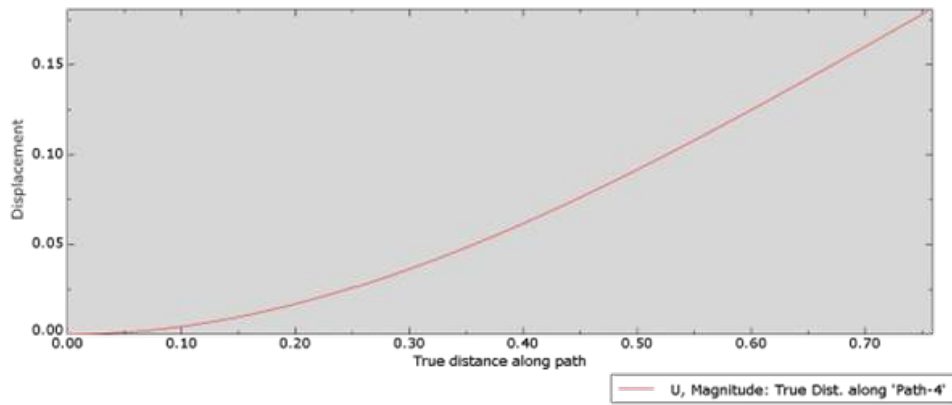


Figura 5 - *Desplazamiento-Distancia real a lo largo del trayecto para 0.18*

Estos resultados son bastante positivos, ya que demuestran que el refuerzo con fibra de carbono reduce los desplazamientos en un 28.57 % en este ensayo de carga. Sin embargo, es importante destacar que, dado que estamos trabajando con grandes desplazamientos, estos resultados no son extrapolables.

Índice de figuras

1.1. Equipo DIANA 2024-2025	4
2.1. Gráfico de Gantt	6
2.2. Logo EIIA	6
2.3. Logo Ferretería Julian	7
2.4. Logo AV Sistemas	7
2.5. Logo de Hobby king	7
2.6. Logo Sánchez Galán	7
2.7. Logo Jer Publicidad	7
2.8. Logo de Club Alcotán	7
3.1. Gráfica de potencia aproximada	12
4.1. Perfiles considerados a la hora del diseño.	13
4.2. Alas utilizadas en el prototipo final.	14
4.3. Las dos disposiciones del empenaje estudiadas.	15
5.1. Gráfica de CM con respecto a α	17
5.2. LDR longitudinal.	17
5.3. LDR lateral.	17
6.1. Esquema eléctrico simplificado que sigue el dron.	18
7.1. Ala completa con oracover	21
7.2. Fuselaje en proceso de fabricación	22
7.3. Grapa unión ala con fuselaje	22
7.4. Empenaje	23
7.5. Chavetas en CAD	23
7.6. Tren de aterrizaje	24
7.7. CAD pieza integración tren de aterrizaje en el fuselaje	24
7.8. Distribución de masas de la aeronave	24
7.9. Prueba de flexión estática del ala.	25
7.10. Condicones de contorno ABAQUS	25
7.11. Diagrama de desplazamientos ABAQUS Aluminio.	25

7.12. Desplazamiento - Distancia real a lo largo del trayecto Aluminio.	25
7.13. Diagrama de desplazamientos ABAQUS Fibra de Carbono.	26
7.14. Desplazamiento - Distancia real a lo largo del trayecto Fibra de Carbono. .	26
7.15. Envolverte de vuelo resultante para este modelo.	27
8.1. Costillas madera de balsa	28
8.2. Separadores impresos en 3D para mantener distancia entre costillas en el montaje.	28
8.3. Ala rectangular madera sin oracover.	29
8.4. Semialas rectangulares	29
8.5. Esquema viga biapoyada.	29
9.1. Variación de la máxima carga de pago con respecto a la densidad.	31
1. Resultados de un ensayo a régimen de giro máximo.	43
2. Modelado refuerzo fibra de carbono	45
3. Condiciones de contorno	45
4. Desplazamiento-Distancia real a lo largo del trayecto para 0.14	45
5. Desplazamiento-Distancia real a lo largo del trayecto para 0.18	46

Índice de cuadros

2.1. Análisis de costes del proyecto.	8
3.1. Cálculos hélices	11
4.1. Parámetros principales de la geometría alar final.	15
7.1. Materiales empleados y sus principales características.	20
1. Presupuestos del proyecto, componentes estructurales (continúa)	34
1. Presupuestos del proyecto, componentes estructurales (continuación)	35
1. Presupuestos del proyecto, componentes estructurales (continuación)	36
2. Suma global del presupuesto del proyecto.	37
3. Tabla de resultados del banco de pruebas.	44