



INFORME TÉCNICO

EQUIPO #08

DIANA UCLM

02/07/2024



II EDICIÓN
VALÈNCIA

23 – 26 DE JULIO DE 2024

Índice

1. Introducción	2
2. Gestión del proyecto	2
2.1. Estructura interna del equipo	2
2.2. Planificación	3
2.3. Estrategia	4
2.4. Patrocinadores	5
2.5. Análisis de costes	6
3. Modelo de empuje	7
3.1. Banco de pruebas	7
3.2. Elección de la hélice	9
3.3. Relación de empuje y velocidad	9
4. Diseño aerodinámico	9
4.1. Análisis de los perfiles aerodinámicos	9
4.2. Geometría Alar	11
4.3. Dispositivos hipersustentadores	12
5. Estabilidad y control	14
5.1. Estabilidad estática	14
5.2. Estabilidad dinámica	17
5.3. Superficies de control	18
6. Circuito electrónico	18
6.1. Esquema eléctrico.	18
6.2. Selección de baterías.	19
6.3. Elección de los servomotores y emisora	19
7. Diseño estructural	20
7.1. Estructura alar	20
7.2. Estructura del Fuselaje	21
7.2.1. Cálculo del volumen	21
7.2.2. Diseño de la estructura	22
7.2.3. Distribución de las cargas	24
7.3. Tren de aterrizaje	24
8. Técnicas de fabricación	25
8.1. Fabricación de las alas	25
8.2. Fabricación del fuselaje	25
8.3. Otros componentes	26
9. Prestaciones de la aeronave	26
9.1. Predicción de la carga de pago	26
9.2. Itinerario de vuelo	27
10. Lecciones aprendidas	28
11. Conclusiones finales y expectativas	29
A. Desglose del presupuesto	30
B. Planos de la aeronave	31

1. Introducción

DIANA UCLM es una asociación estudiantil dedicada al desarrollo y fomento del aprendizaje entre los estudiantes de ingeniería de la Universidad de Castilla-La Mancha (UCLM). Actualmente, el equipo cuenta con 21 miembros comprometidos que aportan sus experiencias y habilidades para lograr un fin común.

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, fomentando la creatividad, el desarrollo de la autocrítica y la evolución profesional. En este sentido, participar en la competición XtraChallenge 2024 presenta una oportunidad desafiante que permitirá a los miembros aplicar conceptos teóricos en situaciones prácticas del mundo real, además de una formación integral que incluya habilidades de liderazgo, trabajo en equipo y resolución práctica de problemas. En la Figura 1 se puede observar una fotografía de todo el equipo:



Figura 1: Equipo completo de la asociación de estudiantes DIANA UCLM

2. Gestión del proyecto

2.1. Estructura interna del equipo

Para abordar el proyecto XtraChallenge 2024, se ha decidido dividir el equipo en diferentes grupos de trabajo, enfocado cada uno de ellos a un área y coordinados por uno de sus integrantes. Los departamentos en cuestión han sido:

- Departamento de Operaciones y Logística: establece y mantiene contacto con empresas de interés para obtener apoyo en la financiación y construcción, además de gestionar el marketing y las redes sociales del equipo.
- Departamento de Aerodinámica y Propulsión: encargado de aplicar los principios de la aerodinámica para optimizar el diseño de la aeronave e integrar la propulsión.
- Departamento de Estructuras y Fabricación: desarrolla la estructura interna de la aeronave. Esto implica diseñar, modelar y simular virtualmente la estructura, optimizar el diseño para mejorar la resistencia, reducir el peso e integrar los diferentes sistemas.
- Departamento de Electrónica y Sistemas: responsabilidad integral del diseño y ensamblaje del sistema electrónico en su totalidad para el radio-control de los sistemas de propulsión y las superficies móviles del aeromodelo.

2.2. Planificación

La planificación es una fase crucial en cualquier proyecto, ya que establece el marco de trabajo necesario para alcanzar los objetivos propuestos de manera efectiva y eficiente. A través de una planificación adecuada, se identifican y organizan las tareas, se asignan recursos, y se establecen plazos realistas. Este proceso no solo facilita la gestión del proyecto, sino que también minimiza los riesgos, optimiza el uso de recursos y asegura que todos los involucrados comprendan sus roles y responsabilidades. Siendo este el primer proyecto, no existía ninguna planificación previa en la que basarse, por lo que realizarla supuso un coste mayor de lo habitual. Para conseguirlo, el equipo de coordinación se apoyó en distintas fuentes, destacando la de la propia asociación Xtra2 de la Universidad Politécnica de Valencia (UPV) (anfitriones de la competición) que amablemente pusieron a disposición su experiencia en el diseño de aviones de radio-control. Así nació la *planificación general*, apreciable en la Figura 2, que define y da sentido al trabajo realizado durante los últimos 6 meses:

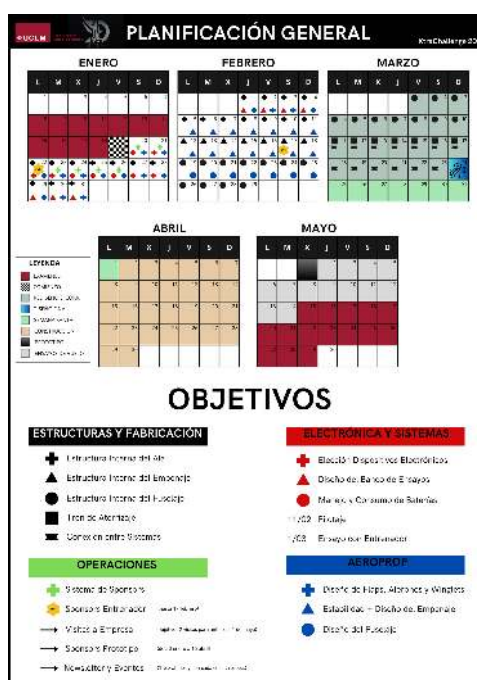


Figura 2: Planificación general del proyecto

Se eligió un calendar roadmap de proyecto como representación de la planificación ya que dispone de múltiples ventajas respecto al diagrama de Gantt estándar. La información se lee de manera más sencilla y directa, las fechas son más precisas y puede contener más texto que el resto de alternativas. El proyecto se comenzó con aproximadamente la mitad del tiempo total disponible. Como es ampliamente sabido, la mayoría de los proyectos tienden a sufrir inconvenientes, ya sean consecuencia o no del equipo, que retrasan inevitablemente toda la planificación. Por este motivo y por la presencia de cuellos de botella, se estableció como regla que el coordinador del departamento será el principal responsable de cumplir con sus fechas, siendo este el que tendrá que finalizar la tarea correspondiente si no había conseguido hacerlo con su equipo en el plazo asignado. Esta regla obligaba a seguir la planificación estrictamente pero también daba cabida a que las tareas se hicieran deprisa y corriendo y el trabajo perdiera calidad. Para evitarlo, se realizó un seguimiento exhaustivo y se analizaron todas las entregas.

2.3. Estrategia

La segunda edición de la competición XtraChallenge, en julio de 2024, conformará el primer proyecto de participación por parte de la asociación. Aunque es evidente que los estudiantes implicados no cuentan con experiencia en ninguno de los campos relacionados con el concurso, poseen motivación suficiente como considerar que mediante el trabajo duro, constancia y un toque de ingenio lograrán el objetivo marcado.

Antes de comenzar a trabajar se configuró un plan general que permitiese a cada departamento y a la asociación seguir la planificación y ubicar en todo momento su situación con respecto a la proyectada. De esta forma, resulta sencillo lidiar con los retrasos e inconvenientes habituales en proyectos de este calibre. Dicho plan general dependía en gran medida de la estrategia a seguir. Por ello, se estudiaron uno a uno todos los puntos de la normativa y se analizó cual de entre todas las posibles era la estrategia que maximizaba las probabilidades de diferenciarse.

A partir de las normas establecidas, por la naturaleza del evento todos los competidores iban a buscar el mejor ratio masa carga de pago x masa de avión en seco. Aunque ya de primeras el equipo conocía ciertos materiales muy poco utilizados en estas competiciones y que podían marcar la diferencia, la posibilidad de que el dron diseñado fuera el mejor en ese sentido resultaba un tanto atrevido, por lo que se decidió abordar la estrategia desde otro punto de vista que pudiera proporcionar mayor amplitud en ventajas competitivas.

Se estudiaron por tanto los criterios de puntuación de la competición, que en general se pueden dividir en tres: Pruebas estáticas, carga y volumen de pago y tiempo en completar el circuito. Las pruebas estáticas no dependen del rendimiento del avión, por lo que no tiene peso sobre el diseño de la estrategia. La carga y volumen de pago son con diferencia las que más puntuación ofrece, poniendo un total de 85 puntos totales a disposición de los competidores cada ronda. En esta prueba, existen cuatro posibilidades, no llevar carga, llevar solo carga de peso, llevar solo carga de volumen o llevar una combinación de ambas. Por como está diseñada la puntuación, los puntos no se reparten únicamente en relación al número de carga que se lleve si no también a tu posición con respecto al participante que más lleva. De esta forma es seguro que al menos uno de los participantes va a conseguir la puntuación máxima, que es de 50 puntos para la carga y otro (o el mismo) 35 para la carga de volumen.

Bajo este planteamiento, se consideró que cerrarse a llevar solo una de las dos cargas no era un buen movimiento, dado que llevando solo bolas de billar el avión podría contar con un volumen reducido pero su elevado peso lo lastraría en la puntuación del vuelo. Además, la diferencia entre llevar únicamente una bola menos que el mejor suponía una reducción muy grande en esos 50 puntos. Por otro lado, llevar únicamente bolas de ping pong deja, suponiendo que se consigue ser el primero en cantidad, un total de 35 puntos, quedándose de seguro a 15 puntos por debajo del ganador en bolas de billar.

Teniendo todo esto en cuenta, en la combinación se encontró la solución. Llevar demasiadas bolas de billar restringe mucho el peso y depende del rendimiento del dron. Además, como se ha comentado anteriormente, la diferencia entre llevar una bola menos que el mejor disminuye considerablemente los puntos. Por ello, se estableció que la mejor estrategia consistía en conseguir la puntuación máxima de la carga de volumen y participar levemente en la puntuación de carga de peso, de tal forma que se puedan extraer aproximadamente un 50 % de los puntos de dicha parte y que junto a los 35 de volumen, dejen al equipo con unos 60 puntos, 10 por encima del ganador de billar. Además, si se consigue llevar varias veces la cantidad de carga de volumen que el resto de equipos se conseguiría dejarles sin puntuación relevante en este apartado.

2.4. Patrocinadores

El diseño y fabricación de un aeromodelo conlleva un costo financiero destacable. Por esta razón ha sido completamente esencial contar con la ayuda y la colaboración de varias entidades que han financiado los diferentes gastos que este proyecto conllevaba. A lo largo del curso académico, se ha mantenido contacto con diversas empresas y patrocinadores que han brindado apoyo principalmente en especie, ya sea en forma de materiales, recursos o herramientas. Entre los principales apoyos de nuestra iniciativa se encuentra la Escuela de Ingeniería Industrial y Aeroespacial (EIIA) de la Universidad de Castilla-La Mancha, además de los detallados a continuación:



Figura 3: Logo EIIA



Figura 4: Logo 3D Creaciones



Figura 5: Logo AV Sistemas

La Escuela de Ingeniería Industrial y Aeroespacial de la Universidad de Castilla-La Mancha, ubicada en Toledo, se dedica a la formación de ingenieros en diferentes ramas. Cuenta con un profesorado especializado y una amplia variedad de equipos experimentales, laboratorios y aulas informáticas, para complementar la formación de sus estudiantes.

Se quiere dar una mención especial a ciertos profesores de la escuela, como Ana Romero, Sergio Horta y Francisco Victorio, quienes han brindado un apoyo invaluable durante el desarrollo del proyecto.

La empresa de impresión 3D CREACIONES tiene como misión proporcionar soluciones innovadoras personalizadas para las necesidades de fabricación aditiva. Además, se esfuerzan por mantener la vanguardia de la tecnología y mantener procesos sostenibles y respetuosos con el medio ambiente. Su especialidad es la fabricación de piezas y productos personalizados mediante la tecnología de impresión 3D ofreciendo una amplia gama de materiales desde plásticos hasta algunos metales. Su aportación ha sido esencial para el desarrollo de los prototipos así como el apoyo técnico que se han ofrecido a brindar.

Esta trata de una empresa familiar dedicada, principalmente, a la instalación de sistemas de seguridad adaptados a las necesidades del cliente y no a la instalación de un sistema de seguridad estandarizado, en regiones como la Comunidad Valenciana y Murcia. Cuentan con gran experiencia que les avala desde el año 2007 con clientes tanto particulares como PYMES.



Figura 6: Logo Ferreteria Julián

Ferretería Julián es una empresa dedicada a la provisión de una amplia gama de materiales y herramientas esenciales para diversos proyectos y necesidades en Toledo. Se especializan en ofrecer soluciones de alta calidad en áreas como iluminación, jardinería o la climatización, entre otros.



Figura 7: Logo Club Ícaro

El Club Ícaro Aeromodelismo es el club más grande de la Comunidad de Madrid. Ubicado en Leganés, se dedica a la práctica y promoción del aeromodelismo, ofreciendo a sus miembros instalaciones para el vuelo de modelos de aviones, organizando eventos y competencias, y proporcionando talleres y formación en técnicas de construcción y pilotaje. Es un lugar donde los entusiastas del aeromodelismo pueden disfrutar de su afición, mejorar sus habilidades y conectar con otros aficionados.

Sponsors	Aportación	Descripción
3D Creaciones	255 €	Materiales de impresión 3D
Escuela EIHA UCLM	450 €	Financiación e instalaciones
AV Sistemas	88'74 €	Material electrónico
Ferretería Julián	239'87 €	Material de construcción
Club Ícaro	—	Asesoría y enseñanza

Cuadro 1: Aportación de los Sponsors

A parte de las importantes contribuciones de los patrocinadores, se logró obtener financiación mediante diversas actividades complementarias. Se organizaron eventos sociales que, además de fortalecer la comunidad, generaron ingresos significativos. También se diseñaron unos productos de Merchandising de la asociación que aportaron fondos adicionales.

Estas iniciativas han permitido incrementar el capital de la asociación en, aproximadamente, 1000 euros.

2.5. Análisis de costes

En este apartado se realizará un análisis de los costes manera general en todo el proyecto. No obstante, los costes del prototipo final se presentan desglosados en detalle en el anexo [A](#).

Es importante destacar que las inscripciones y el transporte a la competición, han sido financiados por cada uno de los integrantes del equipo.

Concepto	Valor General	Financiado por Sponsors	Prototipo final	Descripción
Materiales y Herramientas	1132'38 €	60'95 %	120'23 €	Materiales 3D, cartón plomo, destornilladores, pistola de silicona, etc.
Electrónica	636'1 €	42'81 %	197'52 €	Motor, baterías, servos, etc.
Marketing	190 €	0 %	—	Merchandaising, . . .
Total	1958'48 €	58'61 %	317,82 €	

Cuadro 2: Análisis de costes

3. Modelo de empuje

3.1. Banco de pruebas

Con el objetivo de obtener datos experimentales del comportamiento del sistema de empuje, se decidió desde el departamento de electrónica construir un banco de pruebas con el objetivo de obtener los datos funcionales de empuje que el dron desarrollará, el banco final puede observarse a continuación en la Figura 8.

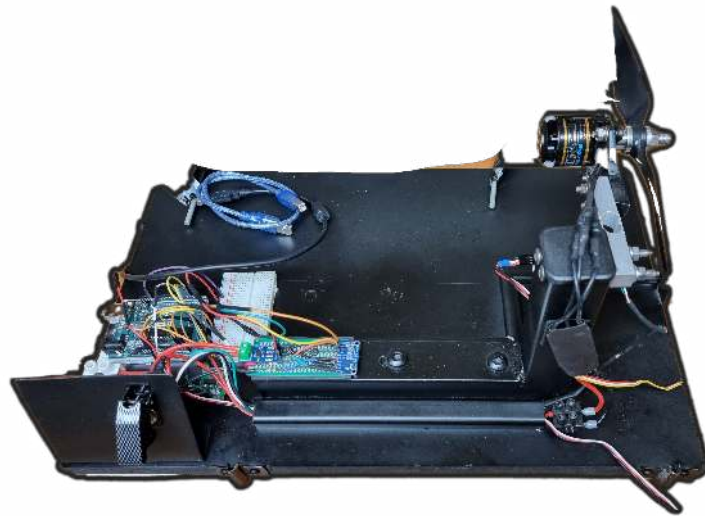


Figura 8: Banco de pruebas

Este banco de pruebas cuenta con sensores para medir:

- Galga extensiométrica, para medir el empuje que genera el motor.
- Sensor de corriente y tensión, para medir el consumo eléctrico,
- Sensor láser, para medir el régimen de giro del motor.

Los datos extraídos son posteriormente procesados por un Arduino, el cual se encargará de transmitir esta información a una interfaz de escritorio en la cual se podrán observar las métricas en tiempo real. Los códigos de ambos, el Arduino y el programa de escritorio, han sido modificados ligeramente para cumplir con algunas condiciones gracias a la licencia Creative Commons que ambos poseen.

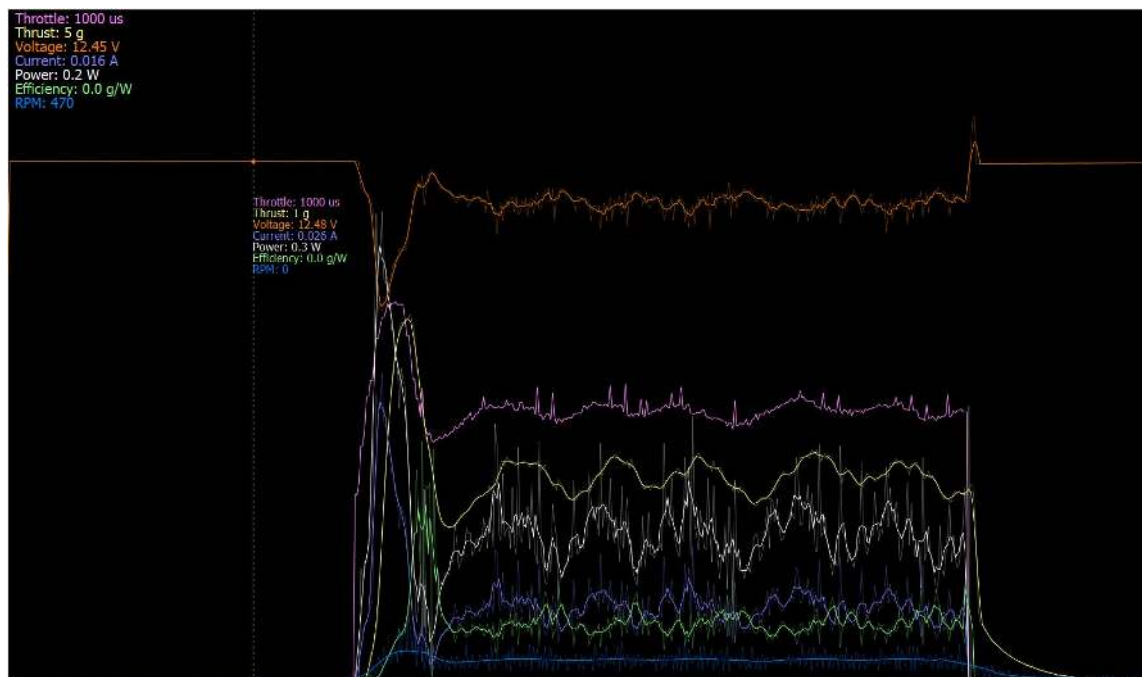


Figura 9: Resultados de un ensayo a régimen de giro máximo.

El sistema de control del banco tiene varios modos de ensayos: por acelerador y por empuje. Para el caso de acelerador el sistema simulará una entrada de control del acelerador que la emisora realizaría durante un periodo de tiempo determinado. Con esto se consigue analizar el comportamiento del motor a un régimen de giro relativamente constante.

Para el otro caso, el control por empuje, se define el empuje constante que se desea alcanzar y el controlador PID del programa ajustará en tiempo real el motor para lograr dicho empuje, con esto se puede observar el empuje máximo que el conjunto es capaz de desarrollar y el estado en el que se encuentra. Se pueden observar los resultados a continuación, véase la Figura 9 y la tabla 3, con los resultados, donde la segunda columna indica el control sobre el acelerador que se ha dispuesto.

Empuje (g)	Ac. (us)	Voltaje (V)	Int. (A)	Potencia (W)	E. (g/W)	RPM
94	1250	12,15	0,54	6,56	14,24	2317
323	1400	11,6	1,98	22,72	14,18	4212
446	1447	11,5	2.903	33,4	13,3	5000
543	1500	11,2	3,76	42,3	12,8	5546
697	1600	10,2	5,39	55,4	12,58	6106
865	1700	9,34	7,57	70,8	12,21	7153
1011	1750	9,38	9,31	87,36	11,57	7282
998	1800	8,47	9,74	82,56	12,0743	7282
1100	1900	7,49	12	90	12,1	7452
1092	1910	7,39	12,07	89,13	12,24	7558
1140	1950	7,1	13	92	12,36	9378
1198	1940	7,32	13,58	99,46	12,04	12696
1197	1975	7,31	13,57	99,28	12,06	13840
1187	2000	7,31	13,5	98,8	12,01	13543

Cuadro 3: Tabla de resultados del banco de pruebas.

3.2. Elección de la hélice

Existen dos opciones permitidas conforme a la hélice: Aeronaut CAMcarbon Light 10"x6z APC 10x6E. Tras las pruebas de vuelo con el avión entrenador y los ensayos con el banco de pruebas se ha llegado a la conclusión de que debe utilizarse la hélice Aeronaut CAMcarbon Light 10"x6" debido a que presentaba más facilidades de acople con el sistema de empuje y a que ha presentado un empuje, dureza y resistencia ligeramente superior que su competidora.

3.3. Relación de empuje y velocidad

Al no contar con un túnel de viento, a partir de los datos extraídos del banco de ensayos y los proporcionados por los fabricantes se ha podido llegar a la siguiente gráfica representada en la Figura 10 que relaciona el empuje proporcionado, en Newtons (N), frente a la velocidad de la aeronave, en m/s.

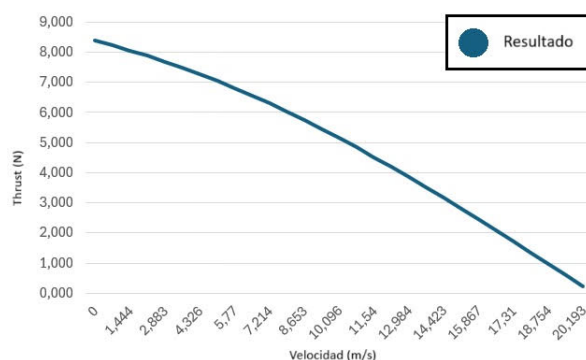


Figura 10: Relación de empuje y velocidad de vuelo para el avión.

4. Diseño aerodinámico

La presente sección tiene como objetivo dar cabida al procedimiento seguido durante el diseño de las superficies aerodinámicas del dron. Para el análisis de la geometría de estas se hizo uso del software XFLR5.

4.1. Análisis de los perfiles aerodinámicos

En primer lugar fue necesario determinar el perfil aerodinámico que montaría el ala principal del dron, para ello se realizó una primera búsqueda de candidatos potenciales, basándose tanto en perfiles nuevos como en los empleados en competiciones anteriores.

Primeramente, se buscaron perfiles aerodinámicos con un elevado coeficiente de sustentación para un determinado grado de ángulo de ataque, de unos 3 grados, con el fin de obtener una gran fuerza de sustentación. Tras el análisis de diversos perfiles se determinó que sería más ventajoso buscar perfiles aerodinámicos con una elevada eficiencia aerodinámica, lo que permitiría obtener un buen ratio entre la fuerza de sustentación (Lift) desarrollada (C_l) y resistencia aerodinámica (Drag) generada (C_d). Esto permitiría alcanzar un buen compromiso entre la cantidad de carga a transportar (Lift) y la velocidad del dron (Drag), con el fin de minimizar el tiempo de vuelo así como de obtener una larga autonomía.

Finalmente, se obtuvieron tres potenciales candidatos, cuya geometría se pueden observar en la Figura 11: AG17, AG19 y ED216.



(a) Perfil AG17.



(b) Perfil AG19.



(c) Perfil ED216.

Figura 11: Perfiles candidatos para el ala del dron.

Con el fin de determinar el perfil aerodinámico cuyas características se adecúan más a la naturaleza de la misión, se ha realizado un análisis de los mismos en XFLR5, superponiendo los resultados sobre gráficas comunes, de manera que facilite la comparación gráfica entre estos. Se pueden observar los resultados en la Figura 12.

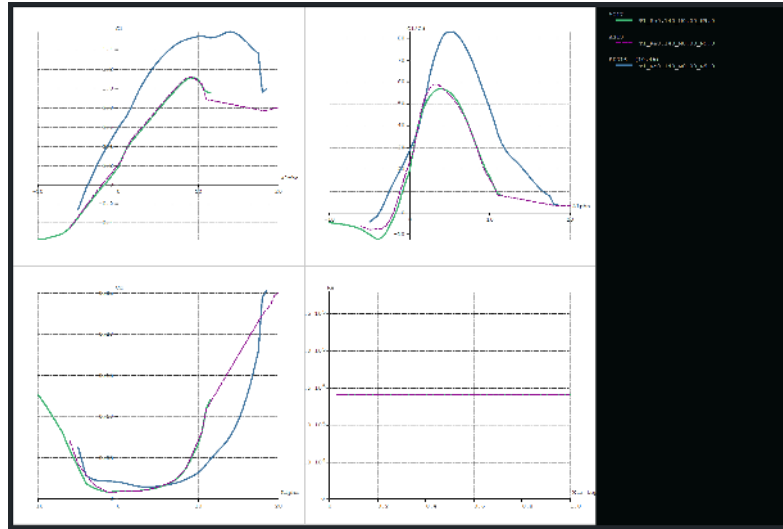


Figura 12: Polares de los perfiles aerodinámicos.

En la Figura 12 se pueden observar las polares de los perfiles aerodinámicos objetos de estudio. Estos se han analizado para un número de Reynolds de 140,000 constante para los tres perfiles, como se puede observar en la cuarta gráfica.

El perfil ED216 cumple con mayor solvencia los objetivos propuestos, puesto que presenta una mayor eficiencia máxima, E_m , así como un mayor coeficiente de sustentación para ángulo de ataque nulo, C_{l_0} , lo que permite desarrollar una mayor sustentación cuando el ángulo de ataque es 0, así como favorecer la estabilidad longitudinal del dron. La entrada en pérdida de este perfil es progresiva, con un ángulo de sustentación máxima ubicado en los 15 grados aproximadamente. El perfil AG19 Y AG17 son muy parecidos. Para ángulos de ataque, α , bajos estos generan una menor resistencia en comparación con el ED216. Además, dado que este genera un menor Drag durante la fase de crucero, se disminuirá el efecto de la guiñada inducida que ocurre durante los virajes, debido a la descompensación de fuerzas que se generan en el plano de vuelo

del dron al viajar un ala a una mayor velocidad con respecto al otra y que puede afectar a su estabilidad direccional. Por otro lado, su entrada en pérdida es abrupta y temprana, alrededor de los 9 grados, lo que los clasifica como perfiles supercríticos.

Finalmente se elige el perfil ED216, debido a su gran capacidad para generar sustentación sin un drag demasiado alto y a una eficiencia bastante superior a la de los otros dos perfiles. Además, la entrada en pérdida es mucho más amigable que los otros dos perfiles, siendo el ag19 y ag17 perfiles supercríticos más difíciles de pilotar. Por último, la fabricación de un perfil con mayor grosor resulta más sencillo que sus competidores.

4.2. Geometría Alar

La geometría del ala está ligada estrechamente al perfil a desarrollar por elemento que la monta, por lo que el punto de partida fue analizar las principales formas en planta existentes desde el punto de vista teórico. El estudio se centró en tres familias diferentes: Ala recta, Trapezoidal/Taper y Elíptica.

Tras la evolución de los resultados experimentales, los esfuerzos se centraon en el desarrollo de un ala trapezoidal, ya que esta podía aproximarse en mayor medida a la forma “ideal” del ala elíptica, dado que esta última se descartó puesto que los resultados distaban de los obtenidos de la taper. La optimización de la geometría final del ala se ha efectuado analizando los resultados obtenidos de las pruebas de diferentes cambios en la geometría del ala.

En las siguientes Figuras se pueden observar diferentes geometrías de alas en su primera fase. Estas fueron analizadas y permitieron alcanzar los objetivos necesarios para definir la geometría final del ala. Además, este primer análisis permitió desestimar ciertas geometrías como pudo ser la elíptica.



Figura 13: Modelo de taper wing



Figura 14: Modelo de ala rectangular

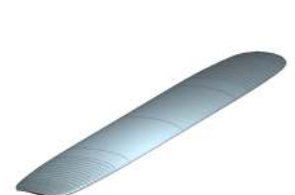


Figura 15: Moledo de ala elíptica

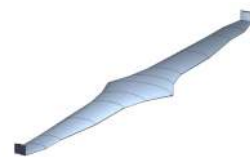


Figura 16: Modelo de ala con taper wing extremo

Una vez analizadas las geometrías definidas anteriormente, se pusieron en común todos los conocimientos adquiridos, lo que permitió definir las dos geometrías previas a la final. Tras realizar un análisis detenido de los últimos modelos se llega a la geometría final del ala, cuya

configuración se detalla a continuación, definida según la tabla 4 mediante XFLR5.

Wing Span (m)	Área (m^2)	Aspect Ratio	Taper ratio	Mean Aero Chord (m)
2	0.449	11.17	0.25	0.218

Cuadro 4: Parámetros de interés de la geometría alar.

Y su forma final en la Figura 17:



Figura 17: Modelo final de ala en XFLR5.

4.3. Dispositivos hipersustentadores

Para mejorar la capacidad de carga de la aeronave, se le añadirán dispositivos de hipersustentación a las alas. Tras un exhaustivo análisis de las diferentes configuraciones existentes, se determinó que las mejores opciones eran el flap simple y el flap ranurado.

El primer caso era el más sencillo, se trata de un mecanismo de giro que aumenta la curvatura del perfil provocando un aumento del C_L considerable. Los efectos negativos son, además de un incremento significativo del drag, una entrada en pérdida más rápida que el perfil estándar. Por otro lado, el flap ranurado consigue aumentar de igual forma el coeficiente de sustentación pero al mismo tiempo permite recircular el aire sobre el eje de rotación, provocando que el aire se adhiera con mas fuerza a la superficie aerodinámica, retrasando por tanto la entrada en pérdida. Este mecanismo es un tanto más complejo que el flap simple pero es asequible de configurar.

Como no se poseían softwares capaces de analizar este tipo de flaps, se asumió que la curva de sustentación para ambos tipos era la misma, diferenciándose en la entrada en pérdida, mas tardía para el flap fowler. Esta asunción favorece mucho al flap fowler e invita a ser elegido antes que al flap simple.

En la siguiente Figura 18 se pueden observar las polares para el perfil ED216 con 5, 10 y 15 grados de deflexión y un 20 % de la cuerda.

Tras observar los resultados y realizar algunos cálculos, para la cantidad de carga que se deseaba llevar 5 grados de deflexión eran suficientes. Cabe destacar que con mayores ángulos de deflexión las alas habrían conseguido levantar mucho más peso, pero a costa de la eficiencia, que se reduce más de un 40 % con 10 grados de deflexión.

Consecuencia de esta decisión fue descartar los flaps ranurados, debido a que la entrada en pérdida de la configuración flapeada distaba 1 grado con respecto a la estándar. Además, no se necesitaba alcanzar esos ángulos durante el itinerario. Por esta razón, el flap ranurado solo aumentaba la complejidad del mecanismo del ala.

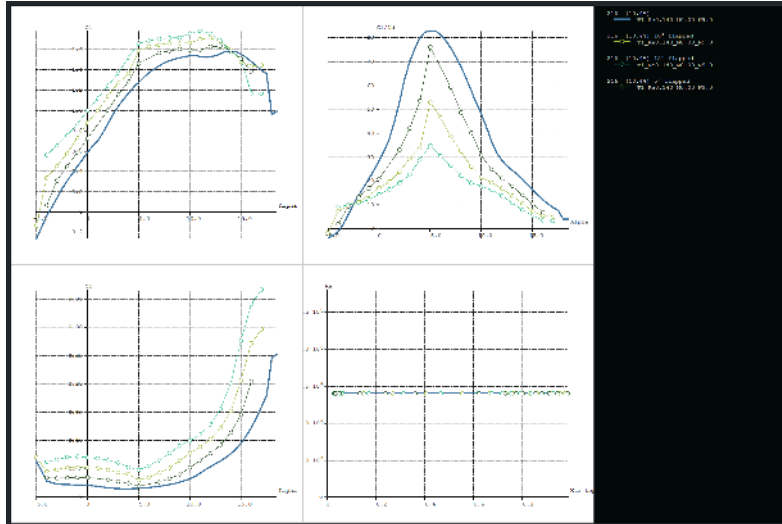


Figura 18: Polares del perfil ED216 con el flap a diferentes ángulos de deflexión.

Finalmente, se calcularon las gráficas de sustentación, arrastre, eficiencia y momento para la configuración final de alas con flaps extendidos. Los resultados se pueden observar en la Figura 19, siendo la línea azul la de los flaps extendidos y la roja la configuración estándar:

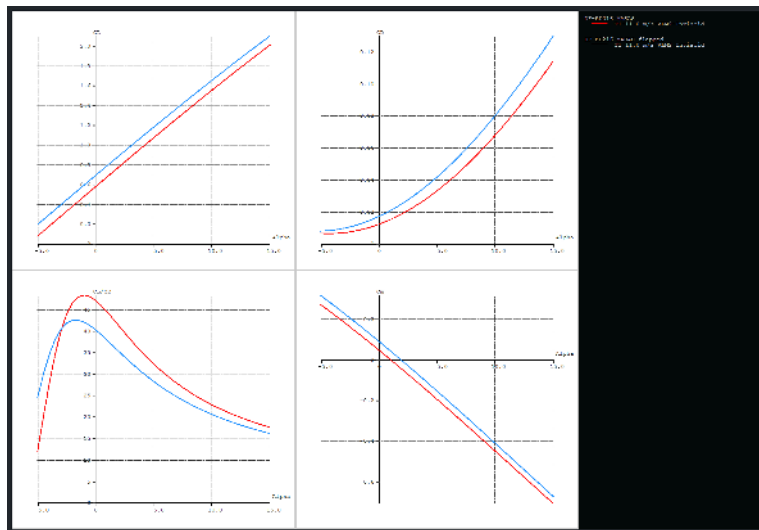


Figura 19: Gráficas de Coeficiente del lift, drag, momento y Eficiencia para la configuración extendida (línea azul) y retraída del flap (línea roja).

Con los flaps extendidos y un ángulo de ataque de 5 grados la configuración es capaz de levantar un total de 3.75 kg de peso. El aspecto final del ala se puede observar en la Figura 20:



Figura 20: Aspecto final del ala en XFLR5.

5. Estabilidad y control

En el presente capítulo se va a estudiar la estabilidad estática y dinámica del aeromodelo y el dimensionamiento de las superficies de control. Todos los datos mostrados a continuación corresponden a un análisis para una velocidad de 15'687 m/s y un ángulo de ataque de -0'80 grados, representando el caso de carga máxima y sin deflexiones.

5.1. Estabilidad estática

Se comenzó estudiando la estabilidad y el/los control/es estáticos longitudinales. En este caso todas las variables lateral-direccionales son nulas, por lo que se considera que el aeromodelo solo se mueve siguiendo una ecuación de momentos alrededor del eje y_b y dos ecuaciones de fuerzas en los ejes x_b y z_b (estamos trabajando en ejes cuerpo, como se observa en la Figura 21).

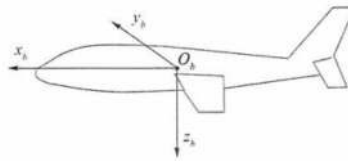


Figura 21: Sistema de ejes cuerpo

Se calcula el momento aerodinámico del avión alrededor de su centro de masas y se adimensionaliza esa expresión, obteniéndose el coeficiente de momento aerodinámico, Cm_A , (momento de cabeceo - caso longitudinal).

$$Cm_A = Cm_0 + Cm_\alpha \cdot \alpha w b + Cm_{\delta e} \cdot \delta e$$

Donde $\alpha w b$ representa el ángulo de ataque del conjunto ala-fuselaje y δe representa la deflexión del timón de profundidad.

De la expresión anterior destaca Cm_α , el índice de estabilidad estática longitudinal con mandos fijos y $Cm_{\delta e}$, la potencia de control longitudinal. Estos parámetros representan cómo varía el coeficiente de momento de cabeceo al cambiar el ángulo de ataque y al deflectar el timón de profundidad, respectivamente.

Para que el avión sea estable interesa que Cm_α sea negativo; es decir, que si hay una perturbación que tiende a aumentar el ángulo de ataque, el aeromodelo responda con un momento de cabeceo negativo para contrarrestar ese aumento de ángulo de ataque y volver al estado inicial. Para conseguir esto el centro de gravedad debe estar por delante del punto neutro. El punto neutro es el límite que nos indica lo máximo que podemos retrasar el CdG.

Para conseguir la estabilidad se diseñará la cola del avión buscando este objetivo. Lo primero que se debe determinar es la forma. Existen múltiples alternativas como por ejemplo la cola en T, en T invertida, en H o en V. Tras estudiar cada una de las posibilidades, se decide diseñar una cola en V debido a que presenta varias ventajas clave: reduce el peso al combinar las funciones del estabilizador horizontal y vertical en dos superficies inclinadas, disminuye la resistencia aerodinámica al tener menos superficies de control, simplifica la estructura y el sistema de control de vuelo, y ofrece una estética moderna y atractiva.

Bajo esta premisa se determina la geometría observable en la tabla 5.

Span (m)	Diedro (º)	Aspect Ratio	Stab Area (m ²)	Fin area (m ²)
0.6	20	3	0.11	0.041

Cuadro 5: Parámetros de interés de la geometría de los estabilizadores.

Resultando en la superficie de la Figura 22:



Figura 22: Diseño de los estabilizadores del dron.

Haciendo un análisis en XFLR5 se obtiene la posición del punto neutro y del CdG. Se observa que el CdG se sitúa por delante del punto neutro.

PUNTO NEUTRO: 0,317 m
POSICIÓN X DEL CDG: 0,228 m

En este caso también se analizó en XFLR5 la gráfica $C_m-\alpha$ y se diseñaron las superficies de tal forma que C_m se anulase para el ángulo de ataque de crucero. Para ello se tuvo que iterar e introducir cambios en las alas y la cola hasta conseguir el valor deseado.

El análisis se basó en la siguiente ecuación, que se obtiene al igual que antes haciendo equilibrio de momentos en el CdG y poniendo las fuerzas en función de los coeficientes.

$$C_m = \frac{d \cdot A'}{A \cdot c} \cdot C'_L - D \cdot C_L - C_{m_0}$$

Donde d es la distancia en el eje x_b desde la cola hasta el CdG, A' es el área de la cola, A es el área del ala principal y c es la cuerda del ala principal. Alterando el valor de estos parámetros logramos cambiar la gráfica $C_m-\alpha$, que se observa en la Figura 23.

Se analiza ahora la estabilidad y control estáticos lateral direccionales. En este caso el aeromodelo también puede rotar alrededor de los ejes x y z , a diferencia del caso longitudinal.

Se empezó por el momento de balance. El coeficiente de momento de balance puede expresarse así:

$$Cl = Cl_0 + Cl_\beta \cdot \beta + Cl_{\delta a} \cdot \delta a + Cl_{\delta r} \cdot \delta r$$

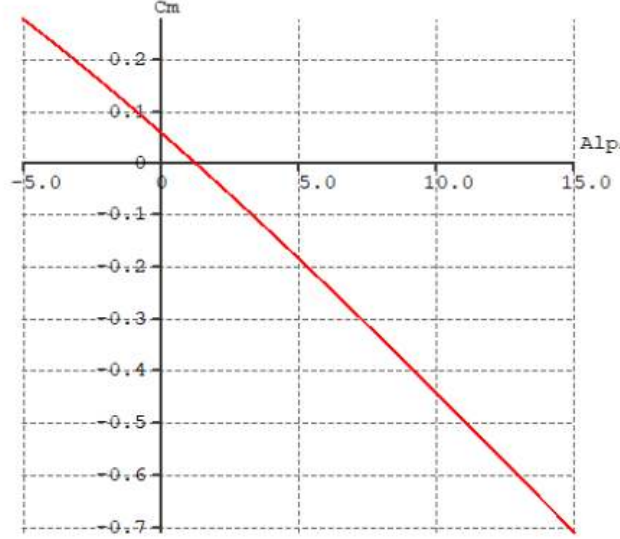


Figura 23: $C_m - \alpha$. El avión es estable a $\alpha = 2^\circ$

Donde Cl_β es el efecto diedro, $Cl_{\delta a}$ es la potencia de control lateral y $Cl_{\delta r}$ es la derivada del coeficiente de momento de balance respecto a δr .

Esta expresión linealizada sirve cuando el ángulo de ataque y el Mach son constantes.

Para conseguir que el avión fuese estable, se diseñó para que $Cl_\beta < 0$. Esto quiere decir que, si hay una perturbación en forma de resbalamiento positivo, el avión responde con un momento de balance negativo para contrarrestar la perturbación. En este caso se usó un ala alta levemente inclinada hacia atrás (ala en flecha) y una cola en V.

Al analizar el momento de guiñada, se deduce que el coeficiente de momento de guiñada aerodinámico se expresa así:

$$Cn = Cn_0 + Cn_\beta \cdot \beta + Cn_{\delta a} \cdot \delta a + Cn_{\delta r} \cdot \delta r$$

Donde Cn_β es el índice de estabilidad estática direccional con mandos fijos, $Cn_{\delta a}$ es la derivada del coeficiente de momento de guiñada respecto a δa y $Cn_{\delta r}$ es la potencia de control direccional. Para que el avión fuese estable, se diseñó de tal forma que $Cn_\beta > 0$ según el criterio de estabilidad. Con la flecha del ala y la cola en V, que además presenta un perfil invertido, se contrarrestó el efecto del fuselaje, que es desestabilizante. Se realizó un análisis en XFLR5 para obtener todos los valores previamente mencionados y para comprobar que efectivamente cumplen los criterios de estabilidad. Los resultados se adjuntan en la tabla 6.

Magnitud	Valor
Cm_α	-2'39239
Cl_β	-0'08444
Cn_β	0'04934

Cuadro 6: Valores estabilidad estática longitudinal y lateral-direccional

Para obtener estos valores los análisis se basaron en referencias de aeromodelos estables y se adaptaron a este caso, obteniendo así las dimensiones de las superficies de control.

5.2. Estabilidad dinámica

En cuanto a la estabilidad dinámica, hay varios modos. Estos modos se representan en un plano formado por un eje real y otro imaginario.

Interesa que los ‘eigenvalues’ tengan una parte real negativa, lo cual quiere decir que la perturbación disminuirá con el tiempo hasta desaparecer; y una parte imaginaria nula o lo suficientemente pequeña como para que la amortiguación sea la adecuada y la perturbación también desaparezca rápidamente.

Para estudiar esto se realizó un análisis en XFLR5 y se obtuvo la representación del lugar de las raíces de los distintos modos del avión. El programa los representa como compensación de alabeo, corto periodo, alabeo holandés, fugoide y espiral, representados de izquierda a derecha en la Figura 24.

En la misma Figura se observa que todos los modos son estables excepto el espiral, que presenta un valor real positivo. Sin embargo, su valor es tan pequeño que no es un factor preocupante. Por último, en la Figura 25 se observa cómo las perturbaciones en distintos parámetros se estabilizan, pues se amortiguan con el tiempo tendiendo a desaparecer.

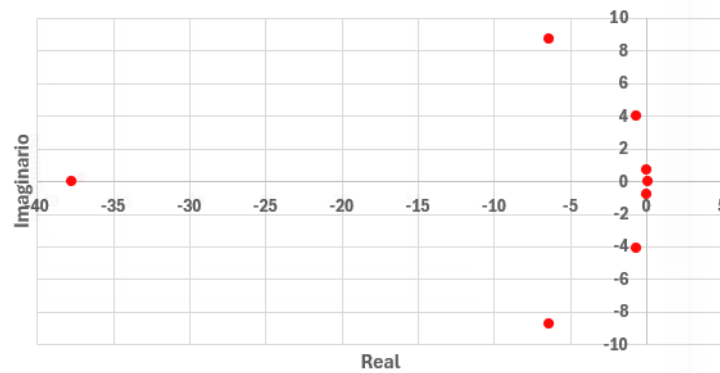


Figura 24: Lugar de las raíces de los modos de la aeronave

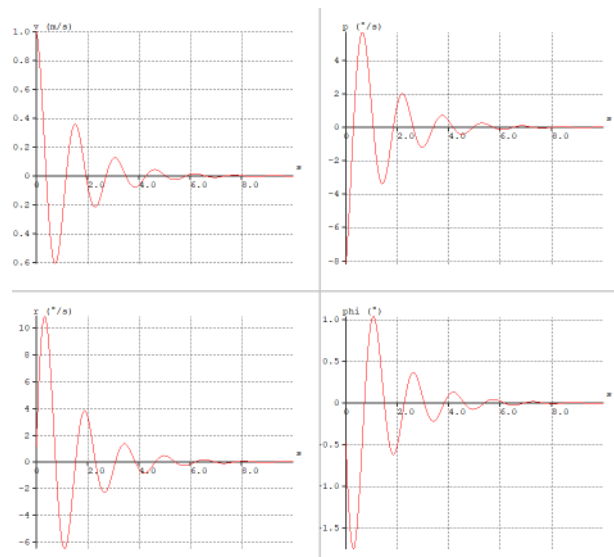


Figura 25: Tendencia de distintos parámetros con el tiempo

5.3. Superficies de control

Las superficies de control del avión son los alerones, flaps y los dos timones diagonales de los estabilizadores. En el caso de los alerones y los flaps, ambos comparten las mismas superficies de control, por lo que el proceso de dimensionamiento es el mismo. Para realizarlo se han efectuado los cálculos de estabilidad pertinentes utilizando el software XFLR5 y los métodos explicados anteriormente. Además, se ha seguido una guía de diseño experimental de aviones de radio-control, proporcionada por el club de aeromodelismo ÍCARO. Para algunas de estas superficies se ha aplicado un factor de aumento ya que la relación de peso del avión es mayor que el de un aeromodelo estándar. En caso de que sobraran, simplemente se ajustarían ángulos de maniobra menores en la emisora. En la tabla 7 se pueden observar los criterios seguidos y su resultado:

Superficie	Regla	Factor	Dimensionamiento
Alerones / Flaps	25 % MAC $\times$ 25 % envergadura	1.2	6 x 50 cm/ala
Timón de profundidad	33 % área estab. horizontal	1	372 cm ²
Timón de dirección	33 % área estab. vertical	1	135.7 cm ²

Cuadro 7: Dimensionamiento de las superficies de control.

Estas áreas son las áreas proyectadas de las superficies de control, debido a que realmente los timones vertical y horizontal están combinados en una cola en V. Se puede observar uno de los estabilizadores ya construidos en la Figura 26:



Figura 26: Prototipo de prueba del estabilizador de la cola en V del dron.

6. Circuito electrónico

El sistema electrónico es un elemento crucial para el correcto funcionamiento del dron, pues entre otras muchas cosas es el encargado de transmitir el control del piloto a la aeronave. Esta comunicación se realiza mediante radiofrecuencia, con el conjunto TX-RX (Transmisor - Receptor) , 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 este apartado explicaremos la selección que se ha realizado de componentes y un esquema explicativo de las conexiones que este lleva.

6.1. Esquema eléctrico.

A continuación se puede observar el esquema eléctrico, véase la figura 27. En este esquema se han agrupado los cables multihilo para simplicidad, pues todos los conectores naranjas que se pueden observar están compuestos de tres cables internos que, al igual que el conector rojo salida del UBEC (Universal battery eliminator circuit), es una simplificación de la línea de alimentación de 5V estable que este componente suministra.

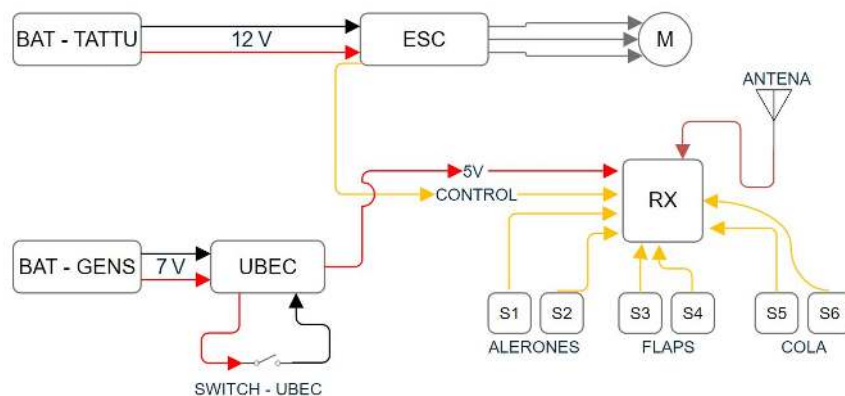


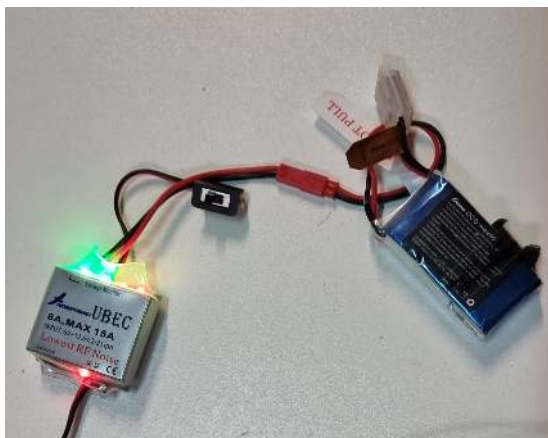
Figura 27: Esquema eléctrico simplificado que sigue el dron.

6.2. Selección de baterías.

Las baterías se han seleccionado realizando cálculos aproximados de tiempo de vuelo y consumo específicos del motor y componentes, debido a la naturaleza de ser un cálculo aproximado y la falta de experiencia del equipo se ha optado por soluciones conservadoras y baterías que están sobre-dimensionadas para las tareas que se le van a exigir al dron, las baterías en cuestión que se han utilizado son:

- Batería principal de potencia: Batería Tattu FunFly 3S 100C 1300mAh
- Batería de control de mandos: Batería Gens Ace 2S 45C 800mAh

Estas baterías pueden observarse a continuación en la figura 28a en el caso de la batería Gens Ace, la cual se puede observar conectada al UBEC y la batería tattu en la figura 28b.



(a) Fotografía de la batería Gens-Ace.



(b) Fotografía de la batería Tattu.

6.3. Elección de los servomotores y emisora

De manera similar a como se ha actuado para la elección de las baterías, se ha actuado para el caso de los servomotores, donde se han escogido los Micro Servo MG90S, que con un bajo peso, 13 gramos, y precio, se obtiene un par máximo de 2Kg/cm, más que suficiente para su correcto funcionamiento.

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".

Debido a esto, se decidió utilizar la emisora Turnigy 9X que cumple exactamente con los objetivos buscados.

7. Diseño estructural

7.1. Estructura alar

Existen muchas formas de conformar las alas de una aeronave de radio-control. Durante el proceso de diseño se llegó a la conclusión de que antes de diseñar la estructura de cualquier componente era necesario conocer el material que se iba a utilizar durante su fabricación, dado que las propiedades y la conformabilidad de este influyen de forma crítica en el diseño.

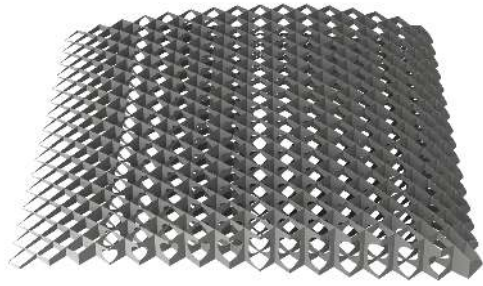
Por esta razón, se estudiaron que materiales cumplieran con las condiciones del concurso y se escogieron los que más potencial parecían poseer:

- XPS (Poliestireno Extruido)
- LW PLA (LightWeight PLA)

Para cada material se realizó un diseño de estructura interna distinto:

- Estructura para las alas de XPS: Estas alas se basaban en un núcleo sólido de XPS. Al conformar las alas se observó el alto grado de flexión que sufrían únicamente con su propio peso, por lo que se barajó la posibilidad de añadir largueros agujerando el núcleo. Esta opción era viable pero se descartó por la complejidad de hacer el hueco recto y porque existía una opción más sencilla, que consistía en cubrir el núcleo con cinta de aluminio longitudinalmente, lo que proporcionaba mucha resistencia a la flexión a cambio de poco peso.
- Estructura para las alas de LW PLA: Al ser un material de impresión 3D, el LW PLA ofrecía un infinitud de posibilidades. Finalmente, se decidió que lo óptimo era integrar completamente la estructura en la piel del ala, permitiendo una gran compatibilidad entre ambos componentes y una gran relación resistencia-peso.

Finalmente, se decidió utilizar las alas de LW PLA, por su ligereza y resistencia. Además, poseían una gran precisión en la fabricación, estando el perfil mucho mejor logrado que en las otras opciones. La estructura interna de estas alas está formada por una matriz de costillas de 1 milímetro giradas 45 grados con respecto a la cuerda del perfil, entrecruzándose continuamente a lo largo de toda la envergadura. Con el objetivo de ahorrar peso (15-25 %), estas costillas están agujereadas en dirección longitudinal a las alas. En las Figuras 29 se pueden observar con detalle la estructura y el ala fabricada:



(a) Renderizado de la estructura de la raíz del ala.



(b) Sección del ala fabricada con LW PLA mediante impresión 3D.

Figura 29: Diseño y fabricación del ala con LW PLA y Fusion 360.

Aunque lo normal sea que el peso de las alas y su fuerza sea absorbida por uno o varios largueros, en este caso la estructura interna del ala es capaz de amortiguar buena parte de este. Por esta razón los largueros no atraviesan completamente las alas de punta a punta sino que funcionan como apoyo en ciertos tramos de la envergadura, actuando al mismo tiempo como viga y como conexión entre las partes más vulnerables del ala, que son las fronteras entre sus distintas secciones.

De la misma forma se hizo con los dos estabilizadores, utilizando una estructura interna de costillas entrecruzadas y agujereadas. Se puede observar parte de uno de ellos y su estructura interna en detalle en la Figura [30](#).



(a) Sección de estabilizador fabricado con LW PLA mediante impresión 3D.



(b) Detalle de la estructura del estabilizador.

Figura 30: Estructura interna del estabilizador en forma de V.

7.2. Estructura del Fuselaje

7.2.1. Cálculo del volumen

El proceso de diseño está basado en la estrategia que se ha deseado seguir, explicada en la sección [2.3](#). A partir del MTOW teórico, extraído del análisis aerodinámico de las alas, y del peso aproximado del dron, se puede calcular la carga de pago máxima. En este punto, queda por decidir cuanta carga se llevará de peso y cuanta de volumen.

Siguiendo la estrategia, se eligen 3 bolas de billar como carga de peso. El resto de la carga de pago disponible será atribuida a las pelotas de ping pong. Conocidas las cantidades máximas de bolas de billar y pelotas de ping pong que se llevarán, ya se puede calcular el volumen que ocupan y por ende el volumen mínimo del que dispondrá el fuselaje.

Según los análisis, el MTOW está entre los 3 y los 4 kg de peso. Como no se cuentan con datos experimentales, cabe ser cauteloso y conservador con las predicciones. Por ello, se asume que el avión no conseguirá levantar el máximo de peso. De todas formas, la capacidad del fuselaje no se verá afectada, ya que se prefiere contar con espacio sobrante que con falta de espacio.

7.2.2. Diseño de la estructura

Normalmente, previo al cálculo del volumen total disponible dentro del fuselaje se debe realizar un análisis aproximado de las cargas, para así diseñar una estructura interna acorde y posteriormente la bahía de carga. Estos componentes ocupan un volumen que competirá con la de la propia carga y dado que la carga deseada es en su mayoría de volumen, las consecuencias de esta configuración de diseño son considerables.

Por esta razón, desde el principio del proceso de diseño se buscó una solución que no solo permitiera compatibilizar al máximo la estructura interna, bahía y carga sino también integrarlas en un solo componente.

Finalmente se encontró la manera, utilizando secciones cilíndricas de espuma de poliuretano con el mismo grosor que una pelota de ping pong y el mismo diámetro que el del fuselaje. Cada una de las espumas contiene un total de 19 bolas de ping pong, colocadas geométricamente en toda la sección. De esta forma, la espuma queda agujereada y rellena con las propias pelotas, se puede encontrar un ejemplo en la Figura 31. Para las bolas de billar, se da la misma técnica cambiando tres bolas de ping pong por una de billar, por lo que quedarían 16 de ping pong y una de billar.



(a) Espumilla de poliuretano sin modificar.



(b) Espumilla con las pelotas de ping pong instaladas.

Figura 31: Prototipo final de ala preliminar.

Una vez colocadas, las espumas se introducen en el fuselaje, que está conformado por una piel de 0.4 mm de espesor. De por sí, la piel es endeble y tiende a pandear, pero gracias a la rigidez que le aportan las pelotas de ping pong a la espuma, el encaje presiona levemente la piel, aportándole rigidez y estabilidad.

Esta configuración integra carga, estructura interna y la propia bahía, que en realidad se ha convertido en todo el volumen del fuselaje. Conociendo el volumen de cada espumilla y la cantidad de bolas de ping pong que caben en cada una de ellas, se puede establecer el volumen del fuselaje necesario para albergar la carga de pago máxima, extrayendo del calculo un total de 18 espumillas completas, 3 con bolas de billar y 15 solo con ping pong, mas 6 seccionadas de ping pong. Un total de 423 pelotas de ping pong y 3 bolas de billar podrán ser albergadas como máximo, cantidades que variarán según el rendimiento del avión o cambios de estrategia durante la competición.

A partir de esta hipótesis, se diseña el fuselaje, dividido en cuatro partes:

- Morro: Aloja la electrónica y distribuye las cargas del motor al resto del fuselaje. Puede observarse su diseño en la Figura 32b.
- Bahía delantera: Alberga la carga de peso y parte de la carga de volumen. Contiene también la rueda delantera del tren de aterrizaje.
- Bahía central: Contiene el encastre, rodeado de carga en la parte superior e inferior, visible en la Figura 32a.
- Bahía trasera: Contiene la mayoría de la carga de volumen e integra el empenaje.



(a) Encastre del ala en la bahía central rodeado de carga.



(b) Morro del avión.

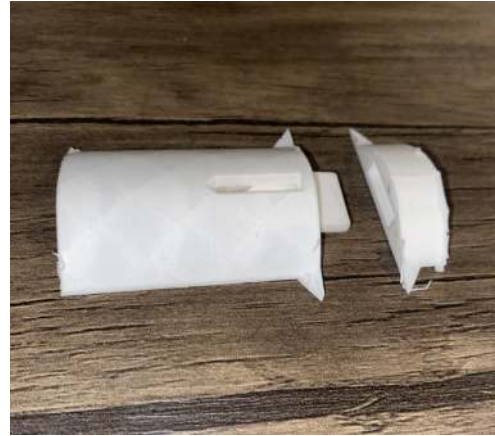
Figura 32: Componentes del fuselaje.

Por las limitaciones que impone la caja de transporte, resulta imposible que el fuselaje consista en una única pieza, lo que implica que debe haber al menos un empalme manual entre las secciones del fuselaje. Las secciones elegidas fueron la bahía central y la trasera, que se conectarán durante el montaje del prototipo mediante una serie de encajes asegurados por tornillos.

Por último, el acceso al fuselaje y por tanto a la carga y electrónica se realiza extrayendo media sección de la bahía central del fuselaje, justo donde se ubica el encastre de las alas. Con un total de 32 centímetros, deja lugar a suficiente espacio como para introducir carga en sus tres compartimentos. Dicha tapa, apreciable en la Figura 34a se encaja en el fuselaje mediante una serie de guías y un par de pestillos ubicados en cada uno de sus extremos longitudinales (visibles en la Figura 34b). Cabe destacar que el proceso de carga en este diseño es muy largo, por lo que se sacrifican intencionadamente los puntos de la competición dedicados a este procedimiento.



(a) Tapa del fuselaje ubicado en la bahía central.



(b) Mecanismo con muelle del pestillo.

Figura 33: Tapa junto a los pestillos utilizados para su anclaje.

7.2.3. Distribución de las cargas

El fuselaje, además de contener la bagaje, es el encargado de transmitir y disipar las cargas y fuerzas que sufre la aeronave. En este caso, la piel del fuselaje no es lo suficientemente fuerte como para ejercer esta labor por lo que, de nuevo, se utilizará la carga interna para conseguirlo.

Un ejemplo de ello son las alas, que por la configuración del diseño, contarán con un encastre que distribuye todo su peso sobre 6 espumillas divididas por la mitad. La estructura por tanto se asemeja a un sándwich de sección circular, donde el encastre se ubica en la parte media.



(a) Encastre del fuselaje sin carga.



(b) Mecanismo con muelle del pestillo.

Figura 34: Encastre del fuselaje cargado.

Por otro lado, existen ciertas fuerzas que no se pueden distribuir, al menos tan fácilmente, por la propia carga de pago. Estas son la del empuje del motor y las propias del empenaje. Ciertamente se pueden integrar al igual que las otras dos, pero su complejidad y confiabilidad no invitan a ello. Para ponerle solución, se ha integrado un *larguero* en el fuselaje, pero no por dentro, sino por fuera de este, para así no molestar a la carga. Este *larguero*, de aspecto parecido a la crin de un caballo, distribuirá de forma indirecta el empuje del motor y de forma directa las cargas del empenaje (estabilizadores).

7.3. Tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje es modo triciclo con tren principal y rueda delantera. Se trata de un modelo comercial construido con aluminio. Las ruedas amortiguantes son de espuma.

8. Técnicas de fabricación

8.1. Fabricación de las alas

Como se ha mencionado anteriormente, se fabricaron dos modelos distintos, con la misma forma pero distinto material: XPS y LW PLA.

En la construcción del ala con XPS, conformando el poliestireno con un hilo de nicrom. Dicho hilo se conecta a una fuente de potencia generando una corriente eléctrica que viaja por el hilo, produciendo que se caliente. Una vez el hilo empieza a calentarse se dilata, lo que empeora la precisión del corte. Para evitarlo, se construyó un mecanismo que mantiene el hilo siempre en tensión, mediante unos elásticos en la parte inferior de este y un tornillo que actúa como eje de rotación.

El LW PLA (LightWeight PLA) es un derivado del PLA estándar que utiliza tecnología de espuma activa para crear modelos de baja densidad. Este material no es muy conocido y permite que la fabricación aditiva tenga cabida en el aeromodelismo. La fabricación con el LW PLA, observable en la Figura 35, permite manejar libremente la densidad del material, simplemente ajustando la temperatura de extrusión de la boquilla. Esta habilidad es un *game changer*, ya que proporciona la capacidad de ajustar el peso de un componente según la resistencia que requiera.

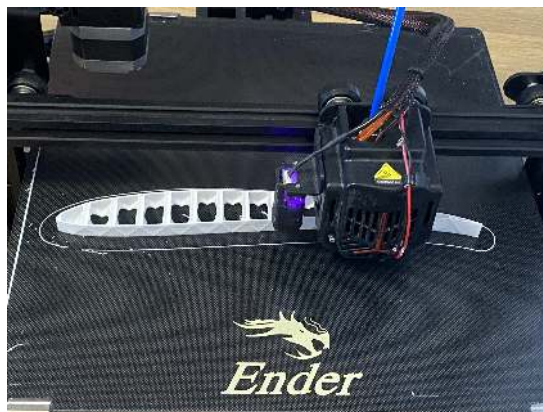


Figura 35: Fabricación del ala con LW PLA mediante impresión 3D.

Por esta razón, todos los componentes del dron están ajustados según la función que cumplen y las exigencias de esta. Para ejemplificar la magnitud de la ventaja que ofrece este material, el peso de la bahía delantera del fuselaje es de 54 gramos si se hiciera con LW PLA, mientras que con PLA estándar el peso sería de 124 gramos (2.30 veces mayor).

Para la fabricación de las alas con LW PLA, se buscó un diseño que permitiera construir la piel y la estructura interna al mismo tiempo. Para ello, se dibujaron las alas en el software Fusion 360 y se realizó el diseño con gran precisión. Se dividieron las alas en tres partes para asegurar que cupieran en la caja de transporte y luego se imprimieron en 8 partes, 4 para cada ala. Al finalizar, se realizaba un pulido para suavizar la superficie y se pegaba con superglue al resto de componentes.

8.2. Fabricación del fuselaje

La forma cilíndrica del fuselaje permitió simplificar mucho la elección del material de fabricación. El cartón pluma quedó descartado por la dificultad que propone para conformar curvas

cerradas. La madera si era una posibilidad pero proporcionaba una resistencia (y consecuentemente un peso) sobrante para lo que se necesitaba. Recuérdese de la sección 7.2.2 que para el fuselaje simplemente era necesario una fina piel que soportase la presión de las espumillas que contenían la carga.

Esta fue la razón por la que se acudió al LW PLA para esta enmienda. La piel del fuselaje se extruyó con el espesor mínimo de 0.4 mm. Para las partes más exigentes, las temperaturas de impresión eran mayores, de tal forma que la densidad y la resistencia del material aumentaban. De esta forma, sin contar con la carga de pago, el fuselaje está íntegramente fabricado con LW PLA.

8.3. Otros componentes

Las espumillas que contienen la carga fueron adquiridas online y agujereadas geométricamente en el área de trabajo, utilizando un bisturí de precisión y un cilindro guía de PLA.

Por otra parte, los estabilizadores se fabricaron de la misma forma que las alas, pero con el perfil AG17. De igual manera, contaban con una piel y una estructura interna fusionadas, que junto con la fijación al fuselaje obtenían la rigidez necesaria realizar su trabajo eficazmente. Por último, el tren de aterrizaje se trata de un modelo comercial de aluminio y no es de fabricación propia.

9. Prestaciones de la aeronave

A partir de los datos extraídos en la simulaciones de CFD, se ha realizado una estimación del peso en vacío de la nave, de aproximadamente 1.396 kg. La carga de pago final tiene un valor de 1.643 kg y está compuesta por 3 bolas de billar y aproximadamente 423 de ping pong. Se puede observar la carga en la Figura 36:



Figura 36: Renderizado del dron con la carga visible a lo largo de todo el fuselaje.

9.1. Predicción de la carga de pago

La función que estima la carga de pago que la aeronave va a ser capaz de levantar según la densidad del aire ρ es la siguiente:

$$PL_{predicha}[kg] = 0,1857 \cdot \rho + 1,9518 \quad (1)$$

La gráfica proporcionada por la función para densidades de 0.6 a 1.5 kg/m^3 se puede observar en la Figura 37:

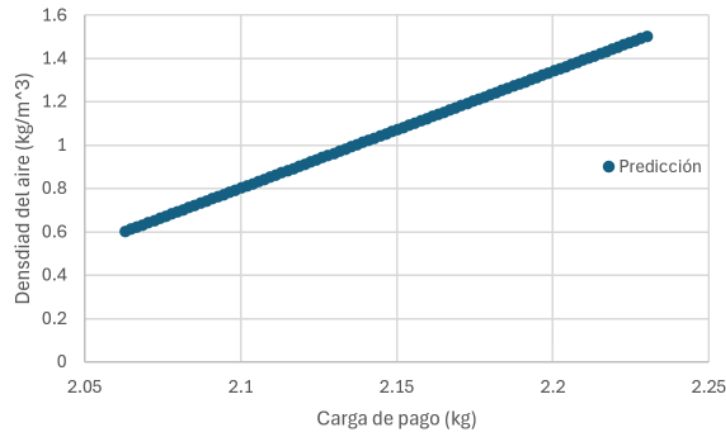


Figura 37: Gráfica con la predicción de la carga de pago según la densidad del aire.

9.2. Itinerario de vuelo

A la hora de plantear el itinerario de vuelo se llegó a la conclusión de que había que hacerlo lo más eficiente y sencillo posible. La parte del ascenso no es muy modificable, se tratará subir lo máximo posible, siempre respetando los límites de seguridad establecidos y con el objetivo de alcanzar una mayor velocidad descendiendo si fuera necesario. En los giros, se ha decidido realizar giros coordinados adaptados a las características del avión y del circuito. Una vez finalizada esta parte se aterrizará empleando los flaps para disminuir al máximo la velocidad.

Para calcular los parámetros como la velocidad y el ángulo de alabeo se empleó una función de Matlab para realizar iteraciones con diferentes parámetros y así llegar a la configuración óptima. De esta forma se han obtenido las características ideales para seguir en la trayectoria, que se utilizarán como referencia para el piloto durante el vuelo. Uno ejemplo es la extracción de la curva de alabeo ideal (el que menos tiempo consume respetando la integridad del avión), resultados que se presentan en la tabla 8:

Ángulo de ataque ($^{\circ}$)	C_L	Velocidad (m/s)	Radio (m)	Tiempo (s)
5	0.8891	13.4	31.71	7.43

Cuadro 8: Parámetros tras la optimización del alabeo.

Durante la carrera de despegue se tratará de conseguir la bonificación del 25 %. Si se considera necesario se sacrificará la carga que sea necesaria a favor del despegue corto, en caso de que la aeronave sea capaz de conseguirlo. Una vez conseguido despegado el avión, se tratará de mantener este volando a pocos centímetros de la superficie de la pista, de tal forma que aprovechando el efecto suelo el avión 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.

10. Lecciones aprendidas

A nivel técnico, varios errores lastraron el avance del proyecto. La mayoría de ellos llegaron con la construcción del primer prototipo, con el que se buscaba probar las alas que se habían diseñado y comprobar cuanto peso eran capaces de levantar. El prototipo se fabricó con PLA (más barato) en vez de con LW PLA. Gracias a su construcción se pudo constatar todo lo que funcionaba y cambiar lo que no. Desgraciadamente este modelo no llegó a volar por tener el centro de gravedad muy retrasado, que sumado al peso de 2.2 kg que poseía la aeronave en seco imposibilitaba restaurar el centro de gravedad con lastres.

Además, el prototipo poseía excesiva estructura interna y un encastre muy débil que no ayudaba a evitar la flexión de las alas. Para solucionarlo se le agregó una cantidad de largueros demasiado alta, siendo el peso de estos el mismo que el de las propias alas. Esto se resolvió solo instalando secciones de larguero entre las divisiones de las distintas partes impresas del ala, de tal forma que apoyen a la conexión de la estructura interna y no cumplan con el papel principal.

Con respecto a las alas, se eligió un perfil supercrítico, el AG19. Este perfil posee una eficiencia muy alta pero no destacaba por su sustentación. Desgraciadamente los perfiles supercríticos incluyen varios problemas como el bajo espesor, que dificultaba mucho la instalación del servos y la rápida entrada en pérdida que resultaba muy peligrosa para pilotos sin experiencia. Por último, el perfil era mucho más difícil de fabricar que otros por lo que finalmente se descartó y se cambió por el ED216, con un coeficiente de sustentación mucho mayor y que teóricamente incluso permitirá despegar antes que el ag19.

En cuanto a lo relacionado a las soft skills y la gestión de proyecto, de personas y de emociones, en numerosas ocasiones se ha entendido la importancia de que el trabajo sea lo más coordinado, comunicativo, y organizado posible. Para un buen desempeño es muy importante que exista una buena relación entre todas las partes del proyecto, en cada uno de los departamentos.

Además, a mitad de curso se estableció que el trabajo debía ser presencial siempre que fuera posible, ya que resulta mucho más efectivo que el trabajo individual en casa. Por un lado, este ayuda a crear un mejor ambiente entre los integrantes de cada departamento además de una libre comunicación entre ellos. Por otro lado, también ayuda a agilizar la carga de trabajo, aumentando la eficiencia considerablemente.

En cuanto al departamento de operaciones y logística, los errores cometidos se han desarrollado en las etapas iniciales, puesto que no se establecieron canales de comunicación totalmente efectivos con los diferentes potenciales patrocinadores. Esto llevó a malentendidos sobre las expectativas y requisitos de ambas partes, retrasando la obtención de los materiales y fondos necesarios. La importancia de establecer una comunicación clara y continua con nuestros patrocinadores asegura que todas las partes estén alineadas y cualquier problema se aborde rápidamente.

La planificación general subestimó los plazos necesarios para la construcción de los diferentes componentes de la aeronave. Por este y otros motivos se sufrieron retrasos que se fueron acumulando con el tiempo, llevando al equipo a tomar medidas extraordinarias para cumplir. Sin duda este es un aspecto con gran espacio de mejora.

La distribución equitativa del trabajo era difícil y algunos departamentos tenían poca carga laboral en ciertos momentos, resultando en una ineficiencia contraproducente. En el próximo curso se sugerirá la posibilidad de reestructurar los departamentos y la organización del equipo con el objetivo de erradicar esta problemática, aunque siempre prevalecerá la meta de servir como un vehículo para el aprendizaje.

11. Conclusiones finales y expectativas

Aún quedando la parte más importante del proyecto, la competición, este ha sido un viaje lleno de aprendizajes, experiencias, alegrías y derrotas. El esfuerzo diario de cada uno de los miembros se ha convertido en algo tangible y con forma de avión, que volará los cielos de Valencia en nombre de la asociación, de las empresas y personas que nos han apoyado, de nuestra universidad, de nuestra ciudad y de nuestra comunidad autónoma, Castilla-La Mancha.

Bajo el máximo rendimiento aún por comprobar y la estrategia elegida, aspiramos a poder competir con los mejores diseños de la competición, aun siendo novatos. Sea como sea, aprovecharemos para recaudar toda la información y experiencia posible, coger nuevas ideas y proponer futuras mejoras.

Por último, queremos dar las gracias a Xtra2 por su trabajo y por organizar este evento que tanta riqueza intelectual genera ahora y en el futuro. Su labor es digna de admiración y es un orgullo contar con emprendedores como ellos.



Figura 38: Vista del prototipo final



Figura 39: Vista del prototipo final



Figura 40: Vista del prototipo final



Figura 41: Vista del prototipo final.

A. Desglose del presupuesto

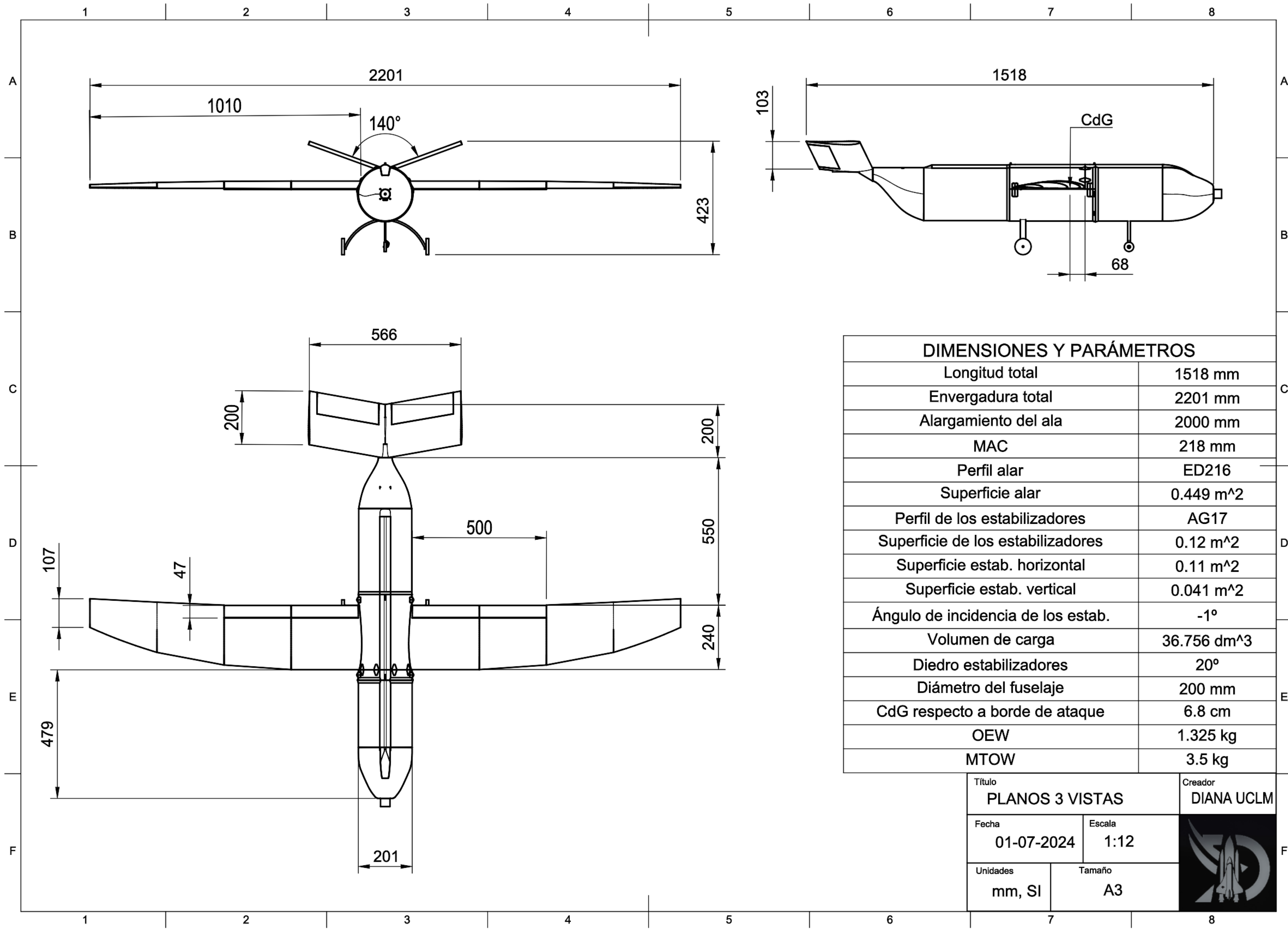
Materiales	Cantidad	Precio Unitario	Total
Barra de aluminio 10x1M	1	3'89 €	3'89 €
Barra de aluminio 6x1M	1	1'99 €	1'99 €
PLA BLANCO (150 g)	1	5,4 €	5,4 €
PLA ECONOMY SILVER (750 g)	1	29'19 €	35'32 €
LW-PLA NATURAL (750 g)	2	21'19 €	51'28 €
Pegamento Loctite	1	6 €	6 €
Cilindros de Espuma (33 g)	25	0'58 €	14'15 €
Varilla de Acero Inoxidable	4	0'55 €	2,2 €
Total			120'23 €

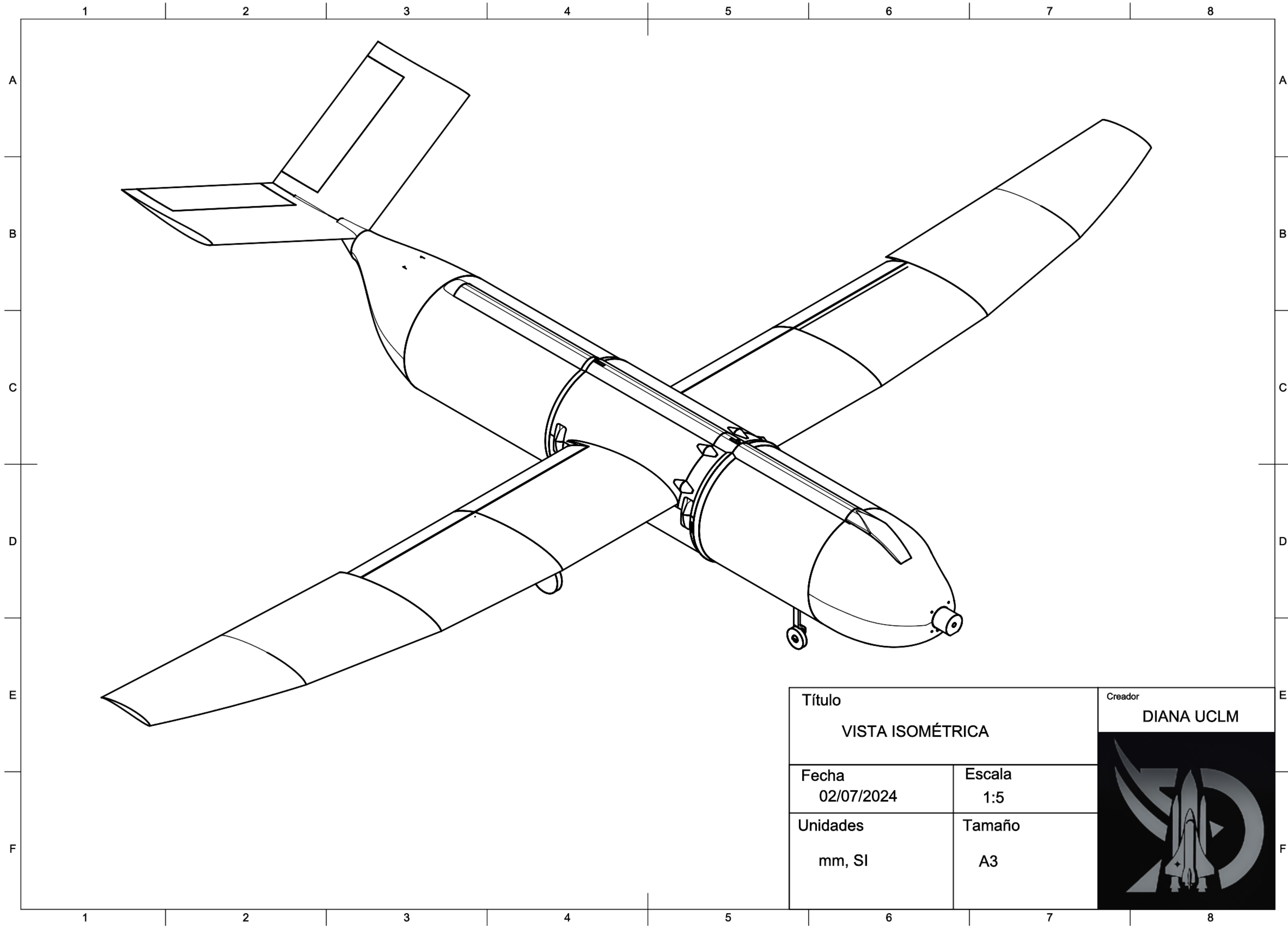
Cuadro 9: Materiales del prototipo final

Electronica	Cantidad	Precio Unitario	Total
Hélice Aero-naut CAM Carbn light 10x7"	1	4'30 €	4'30 €
Motor Emax GT2820 985KV	1	25'21 €	38'14 €
Micro Servos MG90s	6	2'31 €	13,86 €
Batería Lipo Tattu	1	15'79 €	15,79 €
Batería Lipo Gens	1	9'91 € €	9'91 €
Wing Ubec	1	16'45 €	21'21 €
Adaptador XT60	1	1'24 €	2'81 €
Conector XT60	1	1'64 €	2'98 €
Wing Sky W	1	12'85 €	16'54 €
Cables silicona	2	0'99 €	1,98 €
Emisora Turnigy 9X	1	70 €	70 €
Total			197'52 €

Cuadro 10: Sistemas electrónicos en el prototipo final

B. Planos de la aeronave



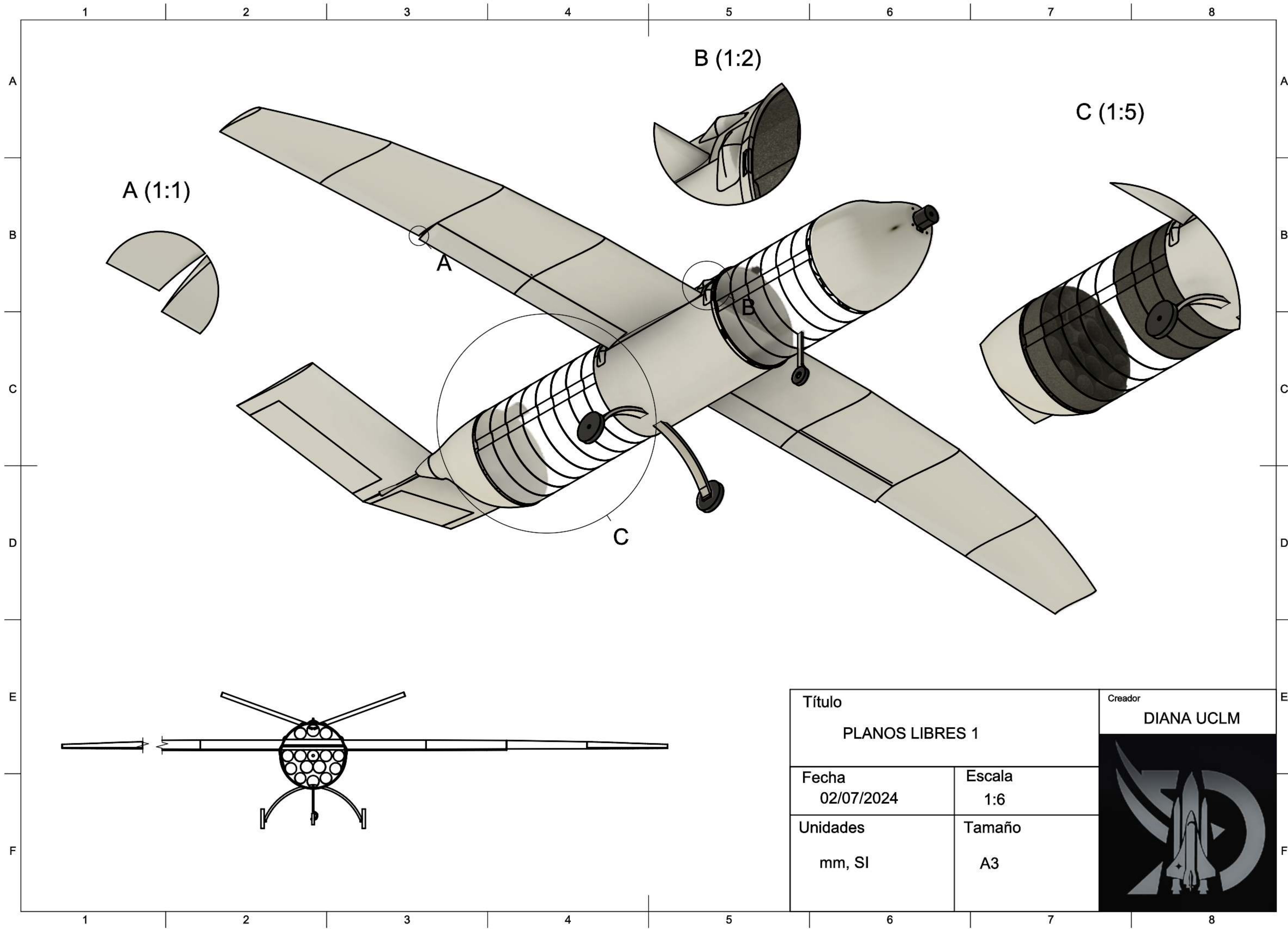


Título	
VISTA ISOMÉTRICA	
Fecha	Escala
02/07/2024	1:5
Unidades	Tamaño
mm, SI	A3

Creador

DIANA UCLM





Título		Creador	
PLANOS LIBRES 1		DIANA UCLM	
Fecha	02/07/2024	Escala	1:6
Unidades	mm, SI	Tamaño	A3

