

2023



INFORME TÉCNICO

EQUIPO #01

UVIGO AEROTECH VOL.1

07/05/2023



I EDICIÓN
VALÈNCIA

12 – 14 DE JULIO DE 2023

Índice

1.	Introducción	5
2.	Organización del equipo	5
2.1.	Objetivos de la temporada 2022/2023.....	5
2.2.	Gestión de Recursos Humanos.....	5
2.3.	Organización de la temporada 2022/2023.....	6
2.4.	Financiación.....	7
2.4.1.	Patrocinadores	7
2.4.2.	Gestión financiera de la temporada.....	7
2.5.	Estrategia de Marketing.....	7
2.5.1.	Marketing digital.....	7
2.5.2.	Marketing ‘boca a boca’	8
3.	Modelo propulsivo.....	8
3.1.	Modelo matemático en MATLAB.....	8
3.2.	Análisis de hélice.....	10
4.	Aerodinámica	10
4.1.	Diseño preliminar	10
4.2.	Elección de perfil alar	11
4.3.	Diseño alar	12
4.3.1.	Restricciones dimensionales.....	12
4.3.2.	Geometría.....	12
4.3.3.	Superficies móviles	13
4.4.	Diseño del empenaje.....	13
4.4.1.	Criterio de diseño.....	13
4.4.2.	Geometría.....	13
4.4.3.	Estabilidad	14
4.5.	Diseño del fuselaje.....	14
4.6.	Resultado final de la aerodinámica.....	15
5.	Estructura interna.....	15
5.1.	Materiales utilizados.....	15
5.2.	Estructura del fuselaje.....	16
5.2.1.	Configuración inicial	16
5.2.2.	Optimización de la estructura	16
5.3.	Estructura de las alas	18
5.3.1.	Configuración inicial	18
5.3.2.	Diseño final	18

5.4.	Unión tubo-fuselaje	20
5.5.	Encastre alar	20
5.6.	Bancada de motor	21
5.7.	Tren de aterrizaje	22
5.7.1.	Tren principal	22
5.7.2.	Tren trasero	23
5.8.	Validación estructural	23
5.8.1.	Validación por MEF.....	23
5.8.2.	Validación empírica	24
5.8.3.	Validación dinámica.....	24
5.9.	Resultado final.....	24
6.	Electrónica.....	25
6.1.	Esquema electrónico	25
6.2.	Selección de la batería principal.....	25
6.2.1.	Cálculo del consumo en vuelo	25
6.2.2.	Selección del modelo definitivo.....	27
6.3.	Selección de la batería de la electrónica	27
6.4.	Elección de los servomotores	28
6.5.	Elección de la emisora	28
6.6.	Elección de la receptora	29
6.7.	Montaje de mecanismos	29
6.7.1.	Acople de movimiento para servomotor	29
6.7.2.	Transmisión de movimientos	29
6.7.3.	Acople de superficies de control.....	29
6.7.4.	Fijación de los servos a la aeronave.....	29
7.	Fabricación.....	30
7.1.	Corte láser.....	30
7.2.	Corte por hilo caliente	31
7.3.	Impresión 3D.....	31
7.4.	Montaje de la aeronave	32
8.	Centro de gravedad de la aeronave.....	33
9.	Predicción de carga.....	33
10.	Conclusiones y aprendizaje	34
	Anexo I. Presupuesto de la aeronave.....	35
	Anexo II. Imágenes del desarrollo.....	36

Índice de Ilustraciones

Ilustración 1. Diagrama de Recursos Humanos	6
Ilustración 2. Diagrama de Gantt de la temporada 2022/2023	7
Ilustración 3. Diagrama del modelo MATLAB desarrollado	9
Ilustración 4. Resultados CFD de la hélice	10
Ilustración 5. Diagrama de flujo del algoritmo utilizado.....	11
Ilustración 6. Curvas de Cl obtenidas en XFLR5 para los perfiles dados	12
Ilustración 7. Ala de la aeronave	13
Ilustración 8. Simulaciones CFD del empenaje	14
Ilustración 9. Diseño del fuselaje de la aeronave	14
Ilustración 10. Diseño aerodinámico de la aeronave.....	15
Ilustración 11. Configuración de simulación en condición de despegue.....	16
Ilustración 12. Deformaciones obtenidas	17
Ilustración 13. Resultados de la optimización topológica	17
Ilustración 14. Fuselaje de la aeronave	18
Ilustración 15. Ala de la aeronave	19
Ilustración 16. Simulación MEF del ala.....	19
Ilustración 17. Simulación MEF del ala en crucero	20
Ilustración 18. Unión tubo-fuselaje	20
Ilustración 19. Encastre alar de la aeronave.....	21
Ilustración 20. Bancada del motor.....	21
Ilustración 21. Estructura de la aeronave sin parte dinámica.....	22
Ilustración 22. Unión del tren delantero con el fuselaje	23
Ilustración 23. Tren trasero.....	23
Ilustración 24. Ensayo por MEF de la estructura completa	24
Ilustración 25. Estructura completa de la aeronave	24
Ilustración 26. Esquema electrónico	25
Ilustración 27. Batería utilizada.....	27
Ilustración 28. Batería de electrónica utilizada	28
Ilustración 29. Servomotores utilizados	28
Ilustración 30. Emisora utilizada.....	29
Ilustración 31. Receptora utilizada.....	29
Ilustración 32. Costilla de la aeronave con hueco para introducción de servo.....	30
Ilustración 33. Empenaje de la aeronave.....	30
Ilustración 34. Corte láser	31
Ilustración 35. Corte por hilo caliente	31
Ilustración 36. Impresión 3D.....	32
Ilustración 37. Centro de gravedad de la aeronave, en la intersección de la línea verde con la línea roja. 33	
Ilustración 38. Predicción de carga en función de la densidad	34

Índice de tablas

Tabla 1. Resultados del diseño preliminar.....	11
Tabla 2. Densidades de las maderas.....	15
Tabla 3. Batería principal utilizada	27
Tabla 4. Batería de electrónica utilizada	28
Tabla 5. Servomotores utilizados	28

1. Introducción

UVigo Aerotech es un proyecto que tiene como objetivo diseñar, fabricar y construir un avión de aeromodelismo destinado a participar en competiciones universitarias internacionales, basadas en la conocida competición SAE Aero Design. Somos el único equipo de Galicia destinado a contribuir en este tipo de competiciones.

El proyecto nace en enero de 2020, y después de dos años, en julio de 2022 el equipo participa en la Air Cargo Challenge 2022 con su primer avión fabricado, el CORV-0.

Motivados por continuar creciendo, desarrollando nuevas aeronaves, y alcanzando nuevos retos, se muestra a continuación uno de los dos modelos elaborados durante la temporada 2022/2023, con el objetivo de participar en el XtraChallenge 2023, pero, sobre todo, con la misión de aprender de la experiencia adquirida. Aquí nace UVigo Aerotech Vol.1, el equipo con el que el proyecto busca consolidar su formación en este tipo de aeronaves, así como formar a los nuevos integrantes del equipo.

2. Organización del equipo

2.1. Objetivos de la temporada 2022/2023

El equipo, además de otros proyectos paralelos que no procede mencionar en este informe técnico, continúa la línea de acción donde desarrolla anualmente aeronaves de competición. Con el objetivo de participar el próximo año en la Air Cargo Challenge 2024, el XtraChallenge 2023 se perfiló desde un inicio como una gran oportunidad para entrenar a los miembros nuevos y continuar formando a los ya experimentados en la anterior competición. Es por ello que, la planificación de la temporada no se ha hecho mirando únicamente hacia la finalización de este año, sino que se ha hecho una proyección a dos años, contando con una filosofía de desarrollo similar a la que se tendría de cara a participar en una Air Cargo Challenge. Es evidente que esto no es lo óptimo cuando se trata de aeronaves de bajo presupuesto. Sin embargo, se ha considerado de mayor importancia desarrollar métodos de ingeniería aplicables al trabajo cotidiano aeronáutico.

LIGN-0 se ha enfocado desde un inicio en ser una aeronave orientada a formar a los nuevos miembros del equipo. Es por ello que, su estructura es clásica y bien documentada, pero a la vez un reto para todos los integrantes sacar el máximo rendimiento de los materiales utilizados.

2.2. Gestión de Recursos Humanos

UVigo Aerotech, dado el relativo alto número de integrantes que lo conforman, se segmenta en cinco departamentos cuyas funciones están definidas de la siguiente manera:

- El Departamento de Aerodinámica se encarga de diseñar los elementos aerodinámicos del modelo, asegurándose de que deben soportar la carga de peso que sea necesaria.
- El Departamento de Estructuras se encarga de estudiar las necesidades estructurales del modelo y fundamentalmente de la parte de fabricación. También se realiza el diseño del fuselaje, así como las simulaciones necesarias para comprobar que el aeromodelo tolera todas aquellas cargas y esfuerzos a los que se somete durante el vuelo.
- El Departamento de Electrónica y Control se encarga de la incorporación de los sistemas electrónicos necesarios para el vuelo, así como el diseño de los mecanismos de control que hay en la aeronave.
- El Departamento de Propulsión y Dinámica es donde se llevan a cabo los cálculos teóricos y la puesta en práctica de los aspectos del sistema de propulsión de la aeronave y su tren de aterrizaje.

- Por último, el Departamento de Organización y Marketing se encarga de la organización interna del equipo y de la gestión de los recursos del mismo, así como de la imagen pública y las relaciones externas de UVigo Aerotech.

Dentro de cada Departamento se encuentra un representante y coordinador del mismo, denominado responsable de Departamento. Además de estos cargos, existe la figura de Team Leader, encargado de la coordinación del equipo a nivel administrativo y ejecutivo, y el Technical Leader, cuya función es coordinar el trabajo técnico de los departamentos y ser un vínculo entre los mismos. Todos estos cargos de coordinación constituyen la Junta Directiva, donde se toman las decisiones fundamentales del proyecto. No obstante, a pesar de trabajar con un esquema jerárquico y dividido en Departamentos, UVigo Aerotech busca fomentar la creatividad y libertad entre todos los miembros, buscando continuamente mecanismos para maximizar el bienestar de todos los participantes.

Como novedad, durante la temporada 2022/2023 se ha hecho una división de los Departamentos de Estructuras y Aerodinámica, destinando cada uno a una de las aeronaves a desarrollar. No obstante, todo el equipo se ha encontrado unido durante el desarrollo de ambas aeronaves y fue conocedor del estado de cada una, cumpliendo de esta forma el objetivo de maximizar el aprendizaje.

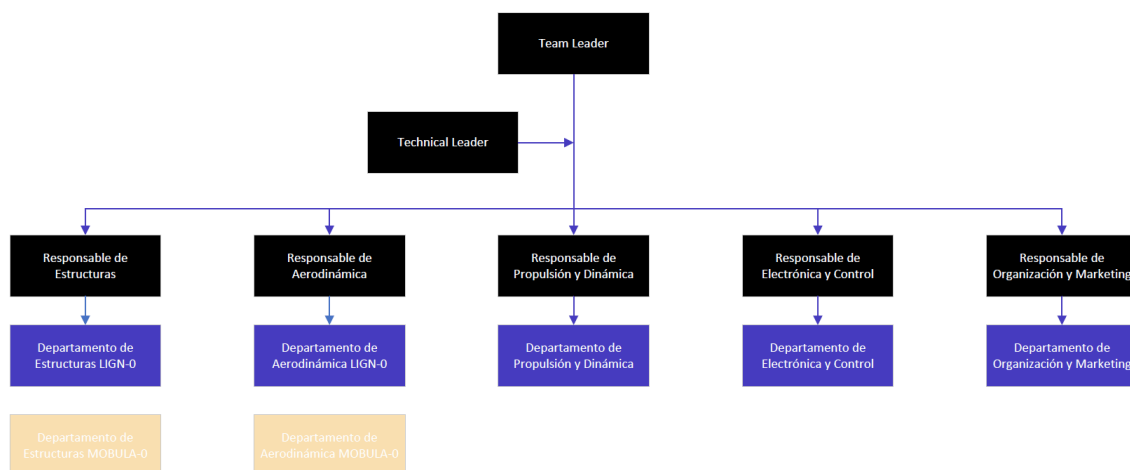


Ilustración 1. Diagrama de Recursos Humanos

2.3. Organización de la temporada 2022/2023

Durante la presente temporada se comenzó a aplicar en la gestión del proyecto el uso de metodologías ágiles, logrando llevar a cabo una organización híbrida donde la planificación a largo plazo presenta una forma similar a la organización tradicional, pero a la hora de llevar a cabo el diseño se ha trabajado en el modelo iterativo, logrando de esta forma mejorar el resultado y, sobre todo, maximizar la experiencia adquirida, dado que se ha podido probar en todo momento nuevas alternativas en función de los resultados obtenidos.

UVigo Aerotech Vol.1																				
Fase	Septiembre		Octubre		Noviembre		Diciembre		Enero		Febrero		Marzo		Abril		Mayo		Junio	
	1ª quinc.	2ª quinc.	1ª quinc.	2ª quinc.	1ª quinc.	2ª quinc.	1ª quinc.	2ª quinc.	1ª quinc.	2ª quinc.	1ª quinc.	2ª quinc.	1ª quinc.	2ª quinc.	1ª quinc.	2ª quinc.	1ª quinc.	2ª quinc.	1ª quinc.	2ª quinc.
Ampliación de equipo																				
Formación de nuevos miembros																				
Rediseño del CORV-0																				
Diseño preliminar																				
Preliminary Design Review																				
Diseño del LIGN-0																				
Ensayos de materiales																				
Critical Design Review																				
Fabricación de primera iteración y ensayos																				
Diseño final del LIGN-0																				
Fabricación del diseño final																				
Ensayo del LIGN-0																				

Ilustración 2. Diagrama de Gantt de la temporada 2022/2023

2.4. Financiación

2.4.1. Patrocinadores

UVigo Aerotech, al igual que la gran mayoría de proyectos universitarios, no cuenta con financiación propia. Por ello, gracias a su colaboración de nuestros patrocinadores podemos diseñar y fabricar nuestros aeromodelos, así como participar en distintas competiciones y eventos. Para ello, desde el equipo contamos con un plan de patrocinio que clasifica a los patrocinadores en distintas categorías (Alpha, Beta, Gamma, Delta) en función del acuerdo tomado.

En nuestro caso, los patrocinadores no solo nos aportan ayuda económica, sino que también nos prestan sus servicios, nos proporcionan espacio de trabajo y nos apoyan a lo largo de los distintos proyectos. Es por ello por lo que, como forma de reconocimiento y gratitud hacia ellos, nuestros patrocinadores están presentes tanto en nuestros aeromodelos como en el polo del equipo.

2.4.2. Gestión financiera de la temporada

Dado que la presente competición tiene una exigencia de un presupuesto máximo de 300€ por aeronave, el equipo ha decidido utilizar esta temporada como puente económico para la Air Cargo Challenge 2024, donde las necesidades económicas son notablemente mayores. Por ello, tanto por límites presupuestarios como por factores externos, se ha limitado el desarrollo a cuatro aeronaves LIGN-0, excluyendo de este límite pruebas fallidas de la misma o ensayos. Por lo tanto, el equipo cuenta con, al menos, tres veces el material que aparece en el presupuesto del Anexo I. No obstante, es importante destacar que MOBULA-0, la otra aeronave de UVigo Aerotech, comparte muchos elementos, especialmente la electrónica, lo que permite reducir los gastos internos notablemente dado que estos elementos son compartidos en la medida de lo posible.

2.5. Estrategia de Marketing

El comienzo de una nueva etapa conlleva una serie de cambios, por lo que el Plan de Marketing llevado desde UVigo Aerotech ha sido fundamental para esta temporada 2022/2023. Actualmente, el marketing es una disciplina esencial en cualquier actividad que se realice. Conscientes de la importancia de transmitir una imagen como equipo sólida y cercana, hemos renovado completamente la imagen del equipo, incluyendo aspectos como el logo, el color y la tipografía entre otros.

Desde el equipo se ha desarrollado principalmente una estrategia de marketing integral, abarcando tanto el marketing digital como el marketing boca a boca.

2.5.1. Marketing digital

En cuanto al marketing digital, destaca el uso de las redes sociales como una herramienta importante para promocionarnos y establecer una relación cercana con la comunidad. Para ello, contamos con dos principales redes sociales, Instagram y LinkedIn.

Asimismo, la página web del equipo ([UVigo Aerotech - Aero Design Team | Web](#)) se trata de otro principal portal de acceso a la información y noticias relacionadas con el equipo. Con motivo de la renovación de imagen, hemos diseñado una nueva página web de manera moderna y atractiva para el usuario, permitiendo así una fácil navegación y acceso a la información del equipo. En ella se pueden encontrar distintas secciones sobre noticias y eventos, proyectos, redes sociales, etc. Destacando entre ellos la *newsletter*, un boletín bimensual al que se puede suscribir mediante la página web y donde informamos más a fondo sobre la actualidad del equipo. Este boletín cuenta a su vez con un diseño y guion renovados, donde se puede encontrar artículos técnicos de interés, entrevistas a miembros del equipo o información sobre nuestros patrocinadores. Al igual que las redes sociales mencionadas, la página web muestra un crecimiento positivo.

2.5.2. Marketing 'boca a boca'

En cuanto al marketing boca a boca, desde el inicio de esta temporada hemos asistido a eventos y ferias de carácter ingenieril, tanto a nivel provincial como a nivel regional, donde hemos tenido la oportunidad de poder compartir nuestra pasión y experiencia con otros entusiastas del aeromodelismo y la ingeniería. Esto ha permitido que cada vez más personas conozcan nuestro equipo y dedicación por el diseño y fabricación.

Siguiendo el hilo, la equipación que utilizamos tanto en estos eventos como en las competiciones es un elemento de marketing muy importante. Como cada temporada, hemos llevado a cabo el diseño de nuevas sudaderas, así como del polo de patrocinadores. Todo ello con el objetivo de causar una buena impresión a nuestro público, pues la equipación es nuestra carta de presentación tanto en las competiciones como en los eventos. Esto permite que el equipo sea fácilmente identificable y reconocible, lo cual es importante a la hora de crear una imagen de marca sólida.

3. Modelo propulsivo

Para comenzar a diseñar la aeronave, es fundamental definir las características esenciales del motor y la hélice, uno de los factores limitantes en esta competición. Por normativa, el motor será el Emax GT2820/06 985KV, mientras que la hélice será, a escoger, APC 10x6E o Aeronaut CAMCarbon Light 10x6, detallando en los próximos apartados la elección.

3.1. Modelo matemático en MATLAB

Desde el equipo hemos logrado definir el modelo propulsivo del avión a través de MATLAB. De esta manera, con el uso de un sencillo e intuitivo *Live Script*, y apoyándonos en la programación orientada a objetos, hemos sido capaces de iterar rápidamente distintas opciones de ESC, baterías o posición de la palanca de potencia.

El modelo simplificado al que llegamos exige como entrada: las hojas de datos que facilitan los fabricantes de las hélices en unidades del S.I., un modelo linealizado del motor que requiere de datos como el KV, resistencia interna, voltaje nominal de la batería de alimentación y corriente máxima operativa.

El parámetro de la resistencia interna del motor, no fácilmente obtenible a través de páginas de compra de este, fue determinado con la combinación de predicción de sistemas térmicos y las expresiones matemáticas que los gobiernan. La ratio de generación de calor (o *Heat Generation Rate*), asumiendo el aire como fluido de refrigeración estático e invariante (aproximación válida para régimen de crucero), así como que esta ratio solo depende de la geometría problema y no del tiempo. Sigue la ecuación:

$$K_{xx} \cdot \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + Q = 0$$

Donde:

- Q es el flujo de calor volumétrico.
- K es la conductividad térmica en la dirección x .
- T es la distribución de temperaturas.

A partir de aquí, aplicando la ley de Joule llegamos a la resistencia interna:

$$E = I^2 \cdot R \cdot t$$

Donde:

- I es la intensidad de corriente, parámetro conocido como corriente pico del motor.
- t es el tiempo.
- R es la resistencia interna del motor.

De esta manera se llegó a que: $R = 0,1 \Omega$.

Este modelo decimos que es simplificado por dos consideraciones: asumimos que el KV del motor será una constante, la cual no depende de la velocidad de rotación del motor o del torque que oponga la hélice, y que la eficiencia del motor la podemos calcular como:

$$\eta = \frac{P_{eff}}{P_{in}}$$

Donde:

- P_{eff} es la potencia eficaz del motor, calculada como $P_{eff} = Torque \cdot \omega$ (donde ω es la velocidad de rotación).
- P_{in} es la potencia de entrada, modelada como $P_{in} = I \cdot V$ (donde I es la intensidad de corriente y V el voltaje).

Como salida, el programa de MATLAB devuelve diversos datos, entre ellos el empuje a distintas velocidades, la intensidad de corriente ideal necesaria y la real. Finalmente, el dato de dimensionado utilizado para el modelo de vuelo es el empuje.

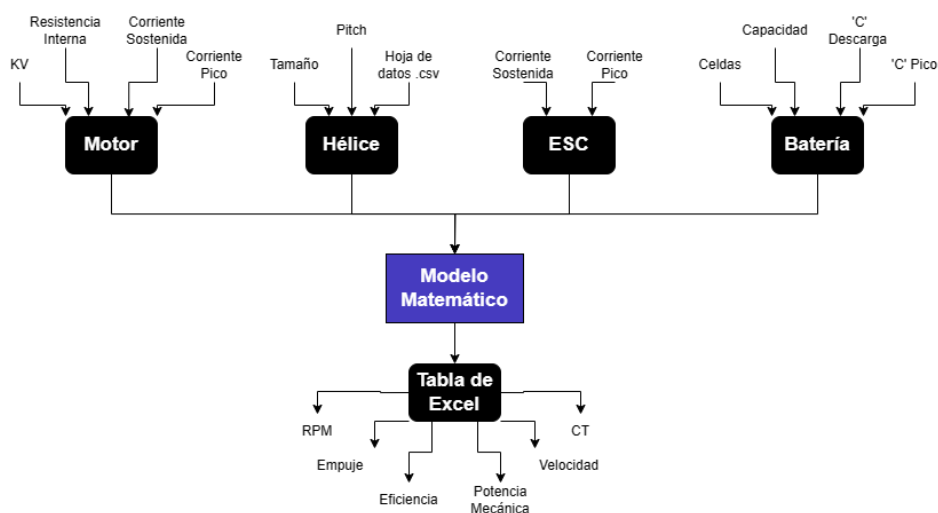


Ilustración 3. Diagrama del modelo MATLAB desarrollado

3.2. Análisis de hélice

Con el objetivo de comprobar la precisión de la geometría de la hélice diseñada en el programa CAD, y asegurarnos de que se correlaciona adecuadamente con los datos proporcionados por el fabricante, se llevaron a cabo múltiples simulaciones CFD en nuestro departamento. Esto nos permite realizar simulaciones del avión completo con total confianza, sin temor a inexactitudes o problemas de geometría durante el mallado. Por lo tanto, se compararon los resultados de las simulaciones con las hojas de datos facilitadas por APC Propellers. La siguiente imagen (izquierda) es la distribución de presiones y las líneas de corriente (derecha).

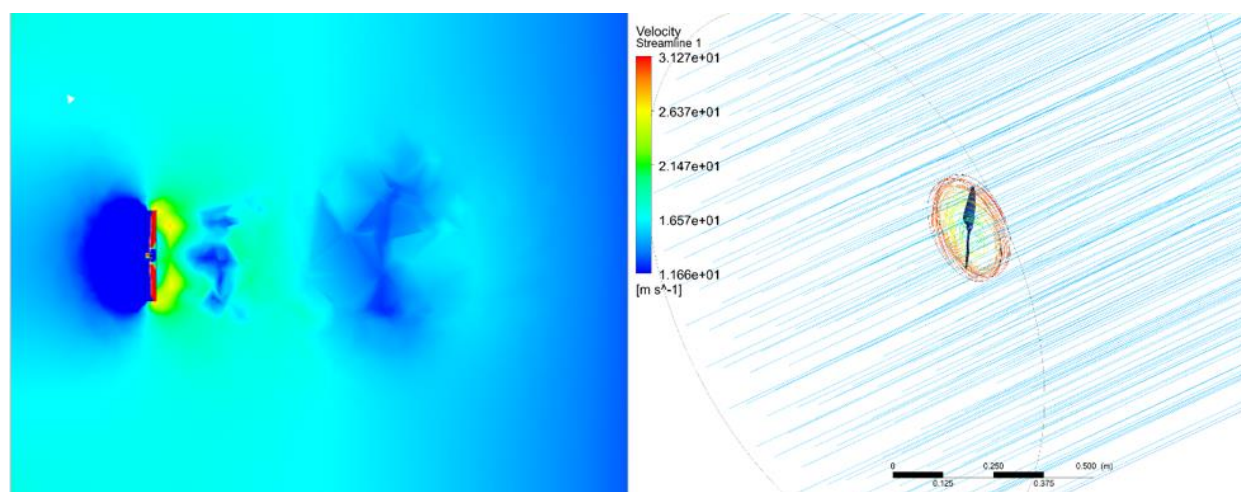


Ilustración 4. Resultados CFD de la hélice

En 600 iteraciones significativas (con el sistema estabilizado) el resultado medio fue de 6,67 N con una velocidad de $u_{\infty} = 15$ m/s. A efectos de contraste, las hojas de datos del fabricante aseguran que a esta velocidad y a las mismas RPM que las ensayadas, el empuje es de 6,78 N. Un error menor al 2%.

Sin embargo, el resultado obtenido en MATLAB presenta una mayor diferencia. En este caso, el modelo arroja un empuje de 9,15 N, una discrepancia del $\sim 28\%$. La forma de justificar la discrepancia de nuestros modelos es la linealidad de este último. Al tener en cuenta que las RPM no son un valor estático en vuelo debido a la resistencia aerodinámica, así como el posible error en nuestras suposiciones a la hora de calcular la resistencia interna, hace que el empuje obtenido sea mayor al real.

4. Aerodinámica

4.1. Diseño preliminar

Las limitaciones dimensionales establecidas por la normativa de la competición y el sistema de puntuaciones de esta, condicionaron las decisiones iniciales sobre el diseño de la aeronave. Es por esto por lo que se decidió utilizar un algoritmo iterativo que, indicando previamente los parámetros de diseño iniciales, diese como resultado las dimensiones, carga y velocidades de actuación del aeromodelo para cada una de las fases del vuelo, incluyendo despegue, ascenso/planeo, crucero, viraje y aterrizaje.

Los datos introducidos en el algoritmo son los siguientes:

- Densidad del aire de la atmósfera estándar.

- $C_{L,máx}$ o coeficiente de sustentación máximo del perfil de la aeronave, utilizando un rango de valores para tener en cuenta los *flaps* y variaciones entre los resultados del perfil y del ala.
- C_{Do} o coeficiente de resistencia parásito del ala, también en un rango de valores para comprobar casos favorables y desfavorables.
- C_{Di} o coeficiente de resistencia inducido, en un rango de valores para comparar los casos favorables y desfavorables.
- Constantes adimensionales de forma del ala.
- Coeficientes de resistencia y de sustentación para el caso de despegue.
- Datos del modelo propulsivo del motor de la aeronave.
- Velocidades y distancias orientativas para diferentes fases de vuelo.

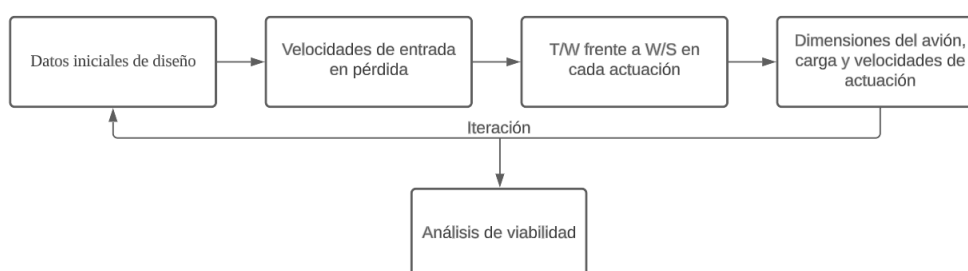


Ilustración 5. Diagrama de flujo del algoritmo utilizado

El flujo de trabajo se lleva a cabo de la misma forma que en la anterior ilustración, siguiendo este orden:

- 1) Primero se calculan diferentes velocidades de entrada en pérdida en función de los coeficientes de sustentación.
- 2) Con ecuaciones adimensionalizadas derivadas de equilibrios de fuerzas, se calcula el cociente entre potencia y peso necesario para las diferentes cargas alares posibles de la aeronave en cada actuación, aportando los datos pertinentes para cada una.
- 3) Se obtienen las curvas de la ratio potencia-peso frente a la carga alar para las actuaciones de despegue, ascenso, viraje coordinado, crucero y aterrizaje, las cuales se evalúan junto con las dimensiones de la caja de restricción y las velocidades de entrada en pérdida.

Los resultados obtenidos fueron los siguientes:

Masa total	$M = 3,3 \text{ kg}$	Velocidad de crucero	$V_{cruise} = 20 \text{ m/s}$
Distancia de despegue	$X_{TO} = 20 \text{ m}$	Velocidad de despegue	$V_{TO} = 12 \text{ m/s}$
Cuerda alar en raíz	$C_{root} = 0,26 \text{ m}$	Velocidad en ascenso	$V_{climb} = 17 \text{ m/s}$
Superficie alar	$S_w = 0,31 \text{ m}^2$	Ángulo máximo de viraje	$\varphi = 56^\circ$

Tabla 1. Resultados del diseño preliminar

4.2. Elección de perfil alar

Para la selección del perfil alar de la aeronave se ha empleado una familia de perfiles creados por el equipo, estableciendo unos requisitos que permitieron elegir un perfil base para el proyecto que, luego será objeto de optimización utilizando como software el programa XFLR5.

Los resultados del diseño preliminar dieron lugar a los siguientes criterios para crear nuestro perfil:

- C_D mínimo.
- C_L superior a 1,55.
- Ángulo de entrada en pérdida mayor a $14,5^\circ$.
- C_m lo más próximo a 0 posible.

Se consiguieron dos perfiles adecuados que cumplen con los requisitos mencionados, ambos de características similares. Debido a esta similitud, un factor fundamental a la hora de la selección fue realizar una estimación preliminar del comportamiento de ambos a una configuración con *flaps*.



Ilustración 6. Curvas de C_L obtenidas en XFLR5 para los perfiles dados

4.3. Diseño alar

Los resultados del diseño preliminar aportan las exigencias de sustentación que ha de generar el ala, así como la superficie alar objetivo, obteniendo $0,31 \text{ m}^2$ de superficie necesaria para un peso de 33 N. Con estos datos y conociendo el C_L objetivo, se seleccionó el perfil óptimo bajo los criterios mencionados en el punto anterior.

4.3.1. Restricciones dimensionales

Las dimensiones del ala diseñada están limitadas por la caja de transporte, el rombo de dimensiones fijas y ángulo variable en el que ha de entrar la aeronave montada. Habiendo optado por un ángulo de 90 grados en la segunda, la envergadura máxima de cada ala no debía ser superior a $0,8 \text{ m}$, intentando a su vez dejar una longitud suficiente para poder situar el empenaje. Además, se seleccionó una planta para su geometría, permitiendo el mayor aprovechamiento posible del espacio, optimizando la superficie alar disponible.

4.3.2. Geometría

Partiendo de las restricciones analizadas previamente se opta por el diseño de un ala recta con un tramo final elíptico, que permita optimizar desde la raíz la superficie disponible, y no precise de dispositivos de punta alar.

La sección recta parte de la raíz y se extiende $0,460 \text{ m}$, con cuerda constante de $0,260 \text{ m}$. El tramo con planta elíptica mide $0,335 \text{ m}$, resultando en una longitud total de $0,795 \text{ m}$. De esta forma, la planta final tiene una superficie proyectada de $0,38 \text{ m}^2$, superior a la calculada en un principio, con la intención de sobredimensionarla para hacer frente a posibles variaciones de masa en la estructura.



Ilustración 7. Ala de la aeronave

4.3.3. Superficies móviles

El ala cuenta con alerones y *flaps* situados en la segunda y primera mitad de la extensión del ala, respectivamente.

Los alerones se han dimensionado buscando obtener una buena maniobrabilidad de la aeronave y garantizando el control en alabeo. Calculando la superficie necesaria, se decidió optar por un diseño con un borde de ataque recto un borde de salida que siga la geometría del ala. Contando así con una dedicación de la cuerda de entre el 30% y 17,5% de la cuerda en cada sección, durante una longitud de 0,3 m y a una distancia de 0,46 m de la raíz. Con esta configuración se consigue una superficie total por alerón de aproximadamente 0,02 m².

Los *flaps* se diseñaron tras realizar una serie de análisis para conocer el porcentaje de la cuerda y la longitud del ala que deberían ocupar estos elementos. Tras ello se llega a la conclusión de que los *flaps* deben abarcar un 30% de la longitud total del ala y contar un 15% de la longitud de la cuerda. Sus dimensiones finales son 0,24 m de longitud y 0,04 m de cuerda, con una superficie por *flap* de 0,01 m².

4.4. Diseño del empenaje

4.4.1. Criterio de diseño

El empenaje se ha diseñado teniendo como objetivo compensar los momentos de cabeceo de la aeronave, y brindarle estabilidad en las diferentes actuaciones de esta, teniendo en cuenta las dimensiones de la caja de restricciones.

Se ha decidido diseñar un empenaje convencional, con dos estabilizadores horizontales y uno vertical sobre los anteriores, de modo que aporte una mayor carga aerodinámica y la aeronave resulte más estable en la fase de despegue. Una vez calculadas las dimensiones, se optimizaron para aprovechar al máximo el espacio en la caja de restricciones.

4.4.2. Geometría

El estabilizador vertical se diseñó utilizando un perfil simétrico derivado del UVigo Aerotech 20, con una geometría de trapecio rectángulo cuyo borde de salida es perpendicular al eje longitudinal de la aeronave, brindando una superficie suficiente con una forma de sencilla fabricación. Sus dimensiones son 0,12 m de cuerda en raíz, una altura de 0,16 m y 0,06 m de cuerda en el extremo. El timón emplea un 60% de la cuerda en cada sección y ocupa 0,12 m de longitud del estabilizador. La superficie total es de 0,015 m², de la cual el 50% corresponde al timón.

El estabilizador horizontal utiliza el perfil UVigo Aerotech 20, contando con 0,12 m de cuerda, que se extienden longitudes de 0,195 m por el borde de salida y 0,315 m por el de ataque. La superficie en planta

total de ambos estabilizadores es de $0,062 \text{ m}^2$. El timón de profundidad tiene una cuerda de $0,06 \text{ m}$, y se extiende a $0,043 \text{ m}$ de la raíz del estabilizador hasta el final de este.

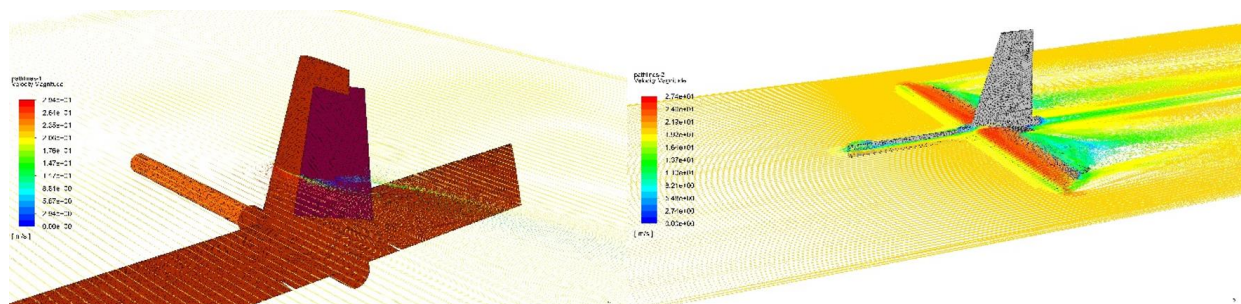


Ilustración 8. Simulaciones CFD del empenaje

4.4.3. Estabilidad

Una vez dimensionadas, diseñadas y verificadas las superficies sustentadoras y de control de la aeronave, se sometió a un estudio de equilibrio utilizando los resultados de las fuerzas y momentos obtenidos en simulaciones CFD anteriores. De esta forma, se pudo confirmar que la aeronave es estable en vuelo, con momentos despreciables en crucero, recuperadores frente a viento cruzado y sin pérdida en el viraje coordinado, con el ángulo dado en el diseño preliminar y un factor de carga de 1,5.

4.5. Diseño del fuselaje

Como se mencionó al principio de este apartado, para el diseño del fuselaje se tuvo como objetivo principal crear una geometría capaz de contener la carga y la electrónica de la aeronave, reduciendo al mínimo la resistencia aerodinámica.

Se ha escogido un perfil para formar la planta y la sección vertical del cuerpo. Tras varias pruebas, el que mejor se ajustaba a nuestras necesidades era el Goe776, aunque se le aumentó el grosor para que al escalarlo se pudiera obtener el espacio necesario.

También se ha elegido que la sección transversal sea en forma rectangular con redondeos en las esquinas, para conseguir una buena sección aerodinámica y facilitar el trabajo estructural requerido.

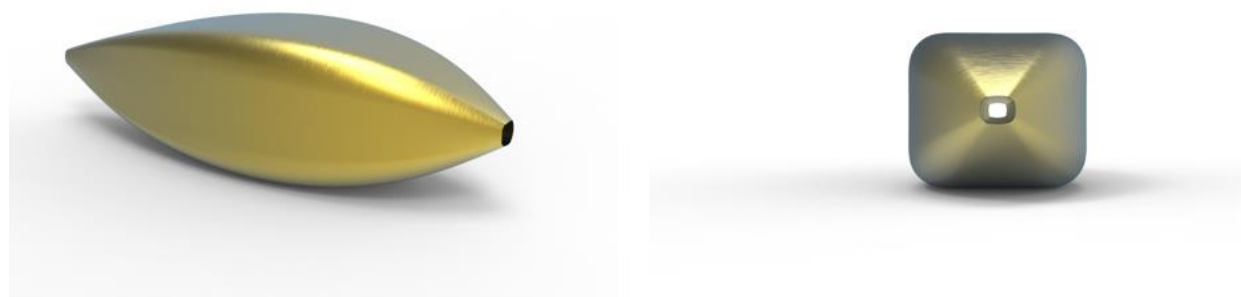


Ilustración 9. Diseño del fuselaje de la aeronave

4.6. Resultado final de la aerodinámica

Finalmente, el resultado obtenido en el que se basará el resto del trabajo del equipo es el siguiente.

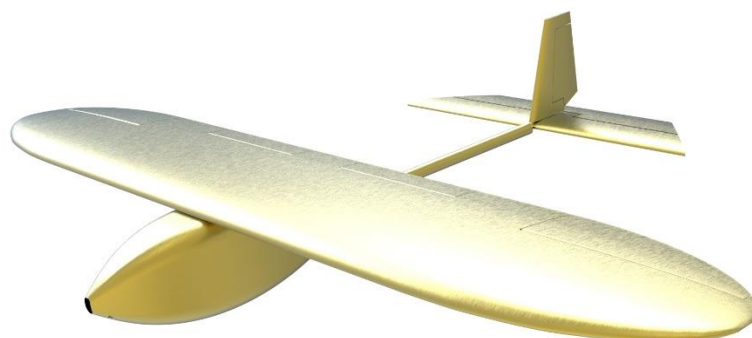


Ilustración 10. Diseño aerodinámico de la aeronave

5. Estructura interna

5.1. Materiales utilizados

En la fase preliminar del diseño de la aeronave se acordó que esta aeronave contaría con una estructura de madera, siendo esto totalmente a lo hecho con la otra aeronave de UVigo Aerotech, el MOBULA-0, donde la estructura se fundamenta en el XPS. Analicemos los materiales principales utilizados.

A la hora de escoger la madera a utilizar, se llevaron diferentes pruebas para encontrar cuál era el mejor uso para cada una. Estas maderas fueron la madera contrachapada, el MDF y la madera de balsa.

Tal como se pudo observar en los ensayos realizados, así como en las primeras pruebas estructurales, el contrachapado evidenciaba una sensibilidad mayor a la deformación que el MDF, aunque también un peso notablemente inferior. Por otro lado, la madera de balsa cuenta con un peso muy reducido, aunque con unas propiedades mecánicas débiles, tal como cabía esperar.

Madera	Densidad [kg/m ³]	Relación de densidades respecto al MDF
MDF	984.9	
Contrachapado	559.2	-43%
Madera de balsa	168.3	-83%

Tabla 2. Densidades de las maderas

Es importante destacar que en el estudio llevado a cabo en simulación, los resultados obtenidos en la madera contrachapada no concordaban exactamente con la realidad, pareciendo tener este material un excelente comportamiento ante el pandeo. Como se mencionó anteriormente, la realidad era completamente diferente. La conclusión a la que se llegó tras analizar la situación fue que la causa de esto es la anisotropía del material, de forma que el material es débil ante el pandeo, lo que no permite usarlo en piezas que sean susceptibles a este fenómeno como largueros o cuadernas que soportarán grandes esfuerzos.

Por otro lado, la fabricación mediante impresión 3D es otra parte fundamental en el diseño de la aeronave, pues diversas piezas estructurales utilizan este método. No es requerido analizar en profundidad las pequeñas piezas hechas mediante impresión por resina, ya que sus propiedades son relativamente fáciles de estudiar, pero sí que lo requieren las hechas con filamento. Los elementos que se fabrican con este método presentan una gran anisotropía debido a la existencia de capas unidas entre sí, por lo que es importante orientar la pieza previamente para que el resultado sea el deseado.

Desde el equipo, además del uso de PETG para las piezas con más solicitaciones, hemos incorporado un nuevo material, el LW-PLA, con el que se llevarán a cabo las piezas que no requieran demasiadas solicitaciones. Es el primer filamento de este tipo que utiliza tecnología de expansión activa para crear PLA y piezas de baja densidad con un peso reducido. Aproximadamente a 230°C, el material comienza a expandirse y aumenta su volumen casi tres veces, logrando una estructura similar a la espuma y obteniendo piezas de muy bajo peso.

5.2. Estructura del fuselaje

5.2.1. Configuración inicial

Se ha elegido para el fuselaje una estructura tubular por varios motivos:

El primero es la resistencia, dado que, esta estructura permite soportar mejor las fuerzas que actúan sobre ella. Además, permite optimizar el uso del material elegido, por lo que la aeronave será más liviana.

Con esto, su diseño será flexible a cambios, y se podrá adaptar a diferentes necesidades o mejorar su rendimiento. También fue elegida por la menor complejidad que presenta en comparación con otras configuraciones, esto reduce su coste y tiempo de producción.

Inicialmente, el diseño del fuselaje consta de 22 cuadernas y 9 largueros. En adición, tendrá una puerta de acceso a la carga con su respectivo soporte que será añadida una vez se analicen las cargas.

5.2.2. Optimización de la estructura

Como se mencionó anteriormente, las maderas valoradas para la fabricación del fuselaje serán la madera de abedul contrachapada y el MDF. El objetivo a continuación es reducir el peso empleando ambas maderas, minimizando el MDF y procurando utilizar principalmente el contrachapado, pues su peso es menor.

5.2.2.1. Simulaciones iniciales

Se simulan las condiciones de despegue para obtener una estimación de cuáles serán los desempeños de cada material. En este caso, se aplican el peso de la carga, el peso de las alas y el empuje del motor, y se fija por la zona del tren de aterrizaje y el tubo.

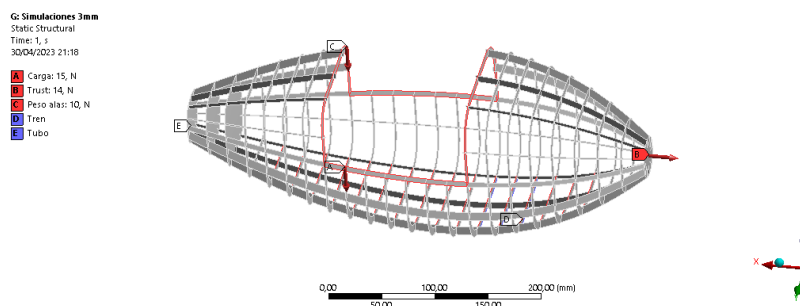


Ilustración 11. Configuración de simulación en condición de despegue

El valor de tensión máxima es, aproximadamente, el mismo en ambos materiales, mientras que, en cuanto a deformación sufrida, el contrachapado ofrece peores resultados.

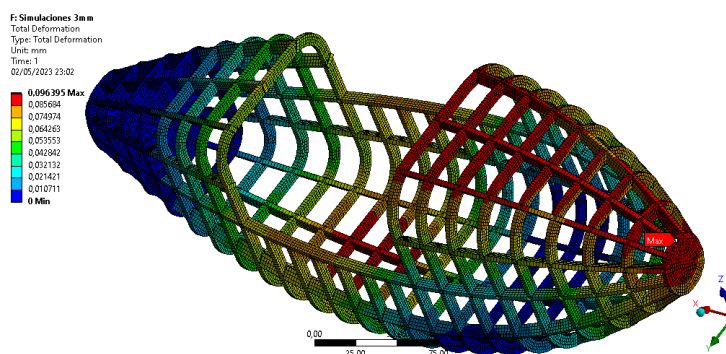


Ilustración 12. Deformaciones obtenidas

5.2.2.2. Optimización del fuselaje

Con los resultados obtenidos previamente, utilizando concretamente los obtenidos con el contrachapado al ser el más limitante, se lleva a cabo una optimización topológica que nos servirá para contar con una estimación de qué zonas se pueden eliminar de nuestro diseño inicial, reduciendo así sensiblemente el peso de la estructura.

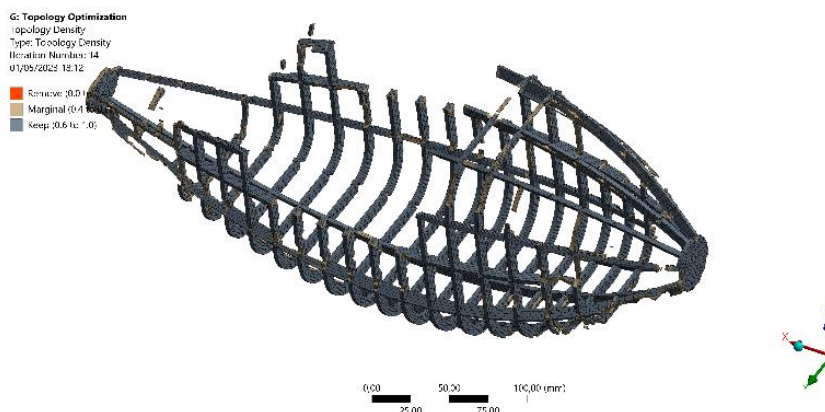


Ilustración 13. Resultados de la optimización topológica

Se puede observar como la mitad superior de las costillas desaparecen en su mayoría, así como determinadas zonas de largueros, especialmente en la cola. Es importante destacar que esta simulación no refleja las condiciones de cualquier estado de vuelo, y no se puede extrapolar el resultado al diseño final. Sin embargo, de esta forma nos aseguramos de que se puede eliminar determinadas zonas y emplear madera contrachapada en diversas cuadernas, siempre verificándolo a la hora de la fabricación.

5.2.2.3. Elección de materiales

Después de los ensayos llevados a cabo empíricamente, se ha observado que los largueros deben ser fabricados en MDF en su totalidad. Esto se debe a que el contrachapado evidencia grandes deformaciones que alteran notablemente la integridad de la aeronave. Por otro lado, las cuadernas cuya resistencia sea

mayor deberán ser en MDF por los mismos motivos, mientras que las que no se encuentren en posiciones críticas se fabricarán en contrachapado, reduciendo en, aproximadamente, un 40% su peso.

5.2.2.4. Fuselaje final

Tras haber realizado diversas simulaciones y optimizaciones topológicas, junto a la verificación de los resultados obtenidos fabricando los modelos, se llega al fuselaje mostrado a continuación.

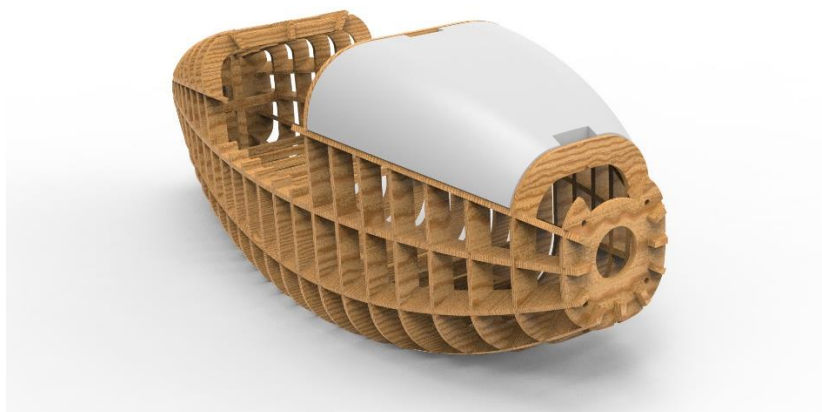


Ilustración 14. Fuselaje de la aeronave

En este, la totalidad de los largueros empleados son fabricados en MDF, mientras que la mayoría de las cuadernas son de madera contrachapada, exceptuando las más sensibles: las tres cuadernas de la cola, las cuadernas del tren de aterrizaje, la cuaderna de la bancada del motor y las dos cuadernas centrales que se encuentran en el límite antes del hueco, donde se unirá la pieza correspondiente al encastre de las alas. De esta forma, obtenemos una estructura resistente a la vez que ligera. El compartimento de carga será accesible a través del hueco delantero, constando de una tapa y su soporte, que serán fabricados mediante impresión 3D, y su material será LW-PLA.

5.3. Estructura de las alas

5.3.1. Configuración inicial

Para llevar a cabo el diseño de las alas, se ha partido del requerimiento fundamental de hacer una estructura lo más ligera posible y con la menor carga en la punta, de forma que los momentos generados en el ala no requieran reforzar más partes que las mínimas.

Además, dado el acceso al corte láser con el que contamos en el equipo y que se detalla posteriormente, la estructura de largueros se fundamentará en madera, pues de esta forma podremos “encajar” las costillas en las muescas cortadas con tolerancias muy bajas y así evitar la necesidad de usar plantillas, lo que nos perjudicaría económicamente.

Es importante destacar que, debido a limitaciones existentes en el tamaño de la caja de transporte, la punta del ala deberá ser desmontable, ya que de otra forma no entraría en el espacio.

5.3.2. Diseño final

5.3.2.1. Configuración final

Después de seguir un proceso iterativo similar al seguido con el fuselaje, se obtiene que las costillas de madera de balsa cumplen con las necesidades estructurales requeridas, a la vez que con su ligereza evitan la necesidad de usar mayores refuerzos. Por otro lado, los largueros serán fabricados en MDF, no usando

contrachapado por los motivos mencionados anteriormente. Adicionalmente, existirán largueros adicionales de tubos de ABS reforzado con carbono, muy ligeros a la vez que resistentes, con los que se aportará la rigidez necesaria.

Adicionalmente, la punta alar, las piezas de refuerzo de los tubos y una de las partes del refuerzo del borde de ataque se imprimirá con la impresora 3D utilizando LW-PLA. La pieza de unión de los dos segmentos del ala, anteriormente mencionado debido a las limitaciones de espacio, será fabricada con resina

Por último, la otra parte del refuerzo del borde de ataque y los refuerzos de la se fabricarán con foam XPS que se cortará con hilo caliente.

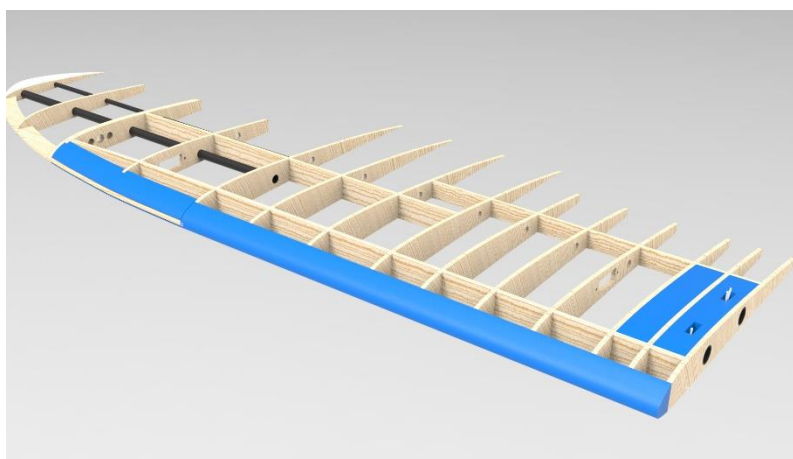


Ilustración 15. Ala de la aeronave

5.3.2.2. Simulación de carga en punta

Para validar la estructura, se ha llevado a cabo una de las pruebas más exigentes para la aeronave, consistente en levantar la misma por las puntas del ala. La carga aplicada ha sido 20N, similar a lo que deberá soportar en máximo rendimiento en vuelo.

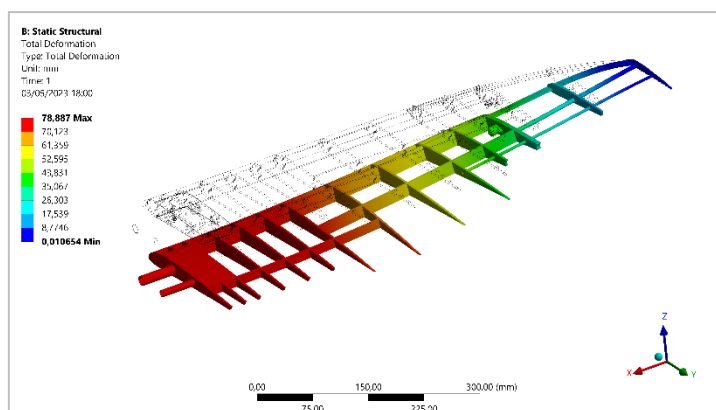


Ilustración 16. Simulación MEF del ala

El ala se deforma como se esperaba, y el factor de seguridad medio de los materiales es de 14,362 la madera de balsa y 6,662 la madera de contrachapado. Los factores de seguridad más bajos se encuentran en las zonas de encastre, y el resto de los materiales no mencionados presentan factores de seguridad superiores a 12.

5.3.2.3. Simulación en crucero

Adicionalmente, se ha sometido el ala a los esfuerzos sometidos durante el vuelo en crucero, para así conocer la deformación existente durante el vuelo y poder predecir las cargas existentes. El plástico termorretráctil se deforma sobre todo entre la décima y la doceava costilla, y en la esquina del espacio para el flap.

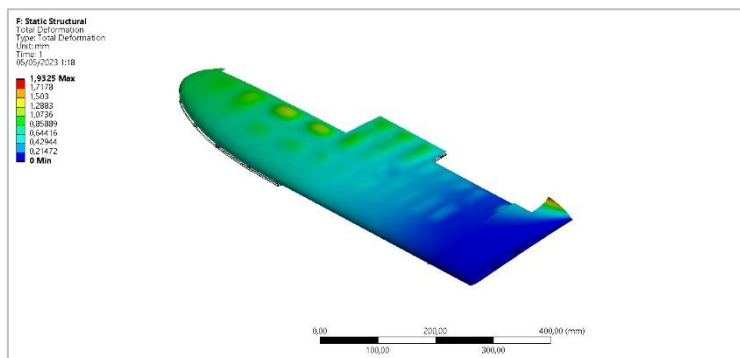


Ilustración 17. Simulación MEF del ala en crucero

5.4. Unión tubo-fuselaje

Para esta unión hemos utilizado un perfil redondo de acero de 5 mm de diámetro que atraviesa el tubo del empenaje. Este perfil cuenta con dos perforaciones de 2 mm en sus extremos, en las que se introducen pasadores en R que bloquearán su movimiento a través del tubo. Por otra parte, contamos también con dos piezas impresas en 3D que irán situadas entre largueros para bloquear el movimiento rotacional.

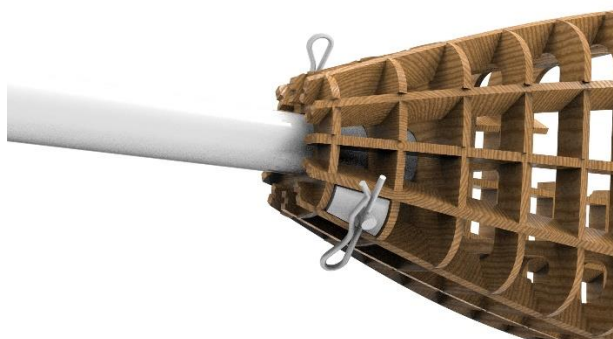


Ilustración 18. Unión tubo-fuselaje

5.5. Encastre alar

Dada la delicadeza de llevar a cabo un encastre, se optó por utilizar una estructura de XPS que irá pegada con adhesivo a la madera del fuselaje. De esta forma, podremos optar por utilizar el corte por hilo caliente para obtener la geometría deseada, aunque esto supone dividir la estructura en dos piezas, una correspondiente a la pegada al fuselaje, y otra con la forma del ala de la aeronave. La forma de unir las alas al encastre es mediante dos tubos insertados en el XPS, cuyo diámetro encaja con los tubos existentes en el ala, logrando una unión perfecta con materiales que resisten la carga, además de ligeros.

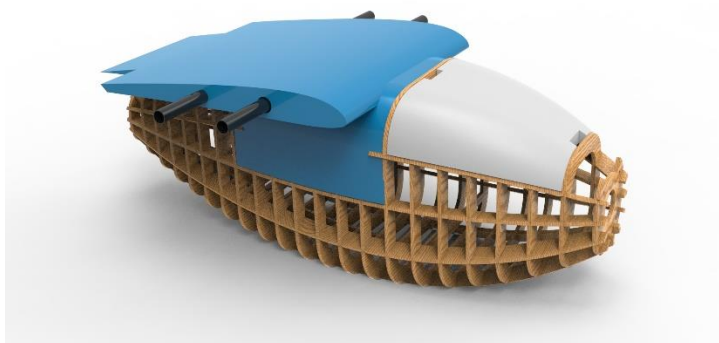


Ilustración 19. Encastre alar de la aeronave

5.6. Bancada de motor

La bancada de este avión fue diseñada con las siguientes consideraciones en mente: iterable, ligera, aerodinámica y fácilmente desmontable. De acuerdo con esta filosofía de diseño, inicialmente se propuso una pieza unida a la primera cuaderna mecánicamente, y fabricada por impresión 3D. Lamentablemente, si bien el resultado era una pieza iterable y reemplazable con agilidad, el conjunto era relativamente pesado e intrusivo aerodinámica.

Finalmente, el departamento se decantó por el siguiente diseño, que integra la funcionalidad de la bancada con la de la cuaderna:

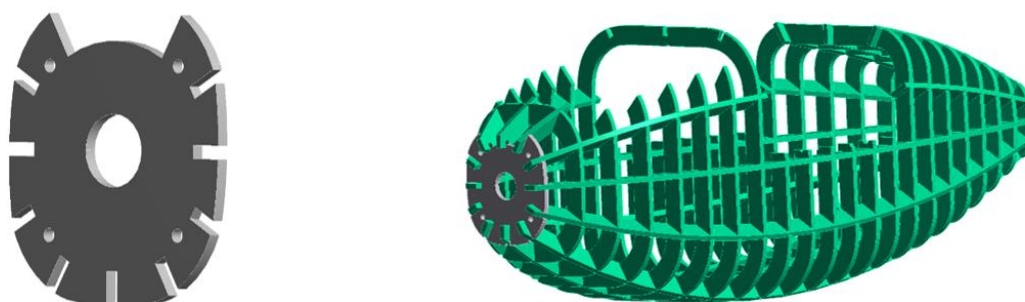


Ilustración 20. Bancada del motor

En resumen, la estructura actualmente se encuentra como se muestra a continuación.

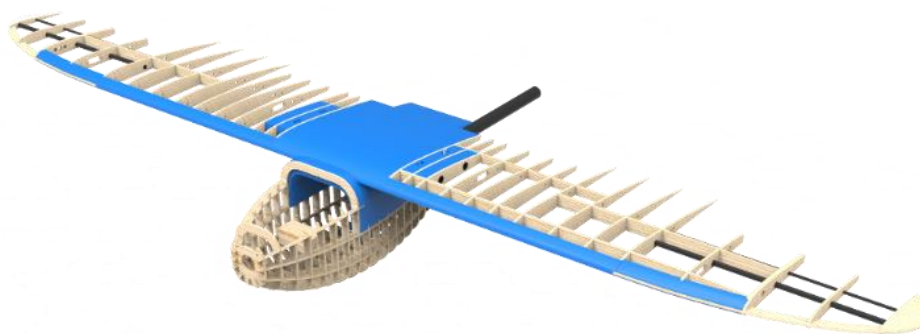


Ilustración 21. Estructura de la aeronave sin parte dinámica

5.7. Tren de aterrizaje

A la hora de seleccionar la configuración del tren de aterrizaje, nuestra experiencia pasada con el CORV-0 nos excitó a utilizar una configuración de *taildragger*. Esta configuración añade simplicidad al diseño e implementación de un ángulo de ataque dado. De esta forma, el Departamento de Aerodinámica pudo especificar el ángulo de ataque deseado en tierra, en vez de exigir la configuración del tren triciclo uno que pudiese no ser el óptimo para el perfil usado.

La posición de los trenes está seleccionada siguiendo la resolución del problema de equilibrio estático, en la que consideramos la posición del CG e iteramos distintas configuraciones para ver cuál era la posición idónea para el tren.

5.7.1. Tren principal

El éxito rotundo de las ballestas comerciales de fibra de carbono en la ACC, así como nuestra fatídica experiencia con ballestas de aluminio, nos llevó a seleccionar trenes de aterrizaje comerciales y adaptar nuestro diseño en torno a estos. De esta manera y contando con una lista de ~100 trenes de aterrizaje, nos decantamos por el menos alto, puesto que de esta forma podíamos permitirnos seleccionar el tren trasero según nuestras necesidades: ya fuese un patín, una solución personalizada fabricada con impresoras 3D u otras alternativas como una unión tubo-empenaje que hiciese de tren de aterrizaje.

Para unir el tren de aterrizaje con el fuselaje decidimos emplear una unión adhesiva en vez de una mecánica con las cuerdas. El diseño de esta pieza se vio marcado por la necesidad de la máxima superficie de contacto posible con las cuerdas, garantizando la integridad estructural del conjunto. Al mismo tiempo, debía de ser una pieza rápidamente fabricable y reemplazable, acordando en coordinación con el Departamento de Estructuras la siguiente solución:

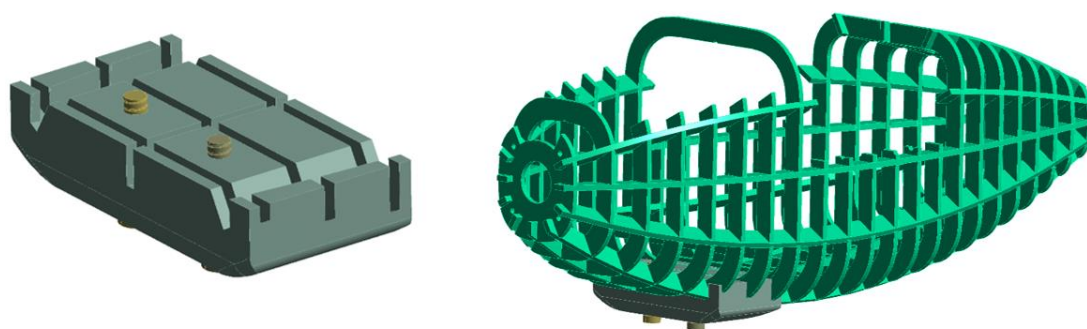


Ilustración 22. Unión del tren delantero con el fuselaje

Al usar impresión FDM 3D, la geometría puede gozar de la suficiente complejidad como para diseñarla teniendo en mente la reducción del área frontal lo máximo posible, y gozando de unas tolerancias muy finas en su acoplamiento con el fuselaje.

5.7.2. Tren trasero

Concluido el dimensionado del tren delantero, nos pusimos manos a la obra con el trasero. Lo más eficiente, tanto en diseño como para lograr el ángulo de ataque deseado de 9° , fue añadir un patín comercial de fibra de carbono, y compensar por la limitación de los tamaños disponibles con la pieza de unión del tubo-empenaje. De esta forma, una vez conocida la posición que ocuparía este componente, sencillamente nos limitamos a cambiar las dimensiones de la extrusión que sirve de plataforma para el mismo.

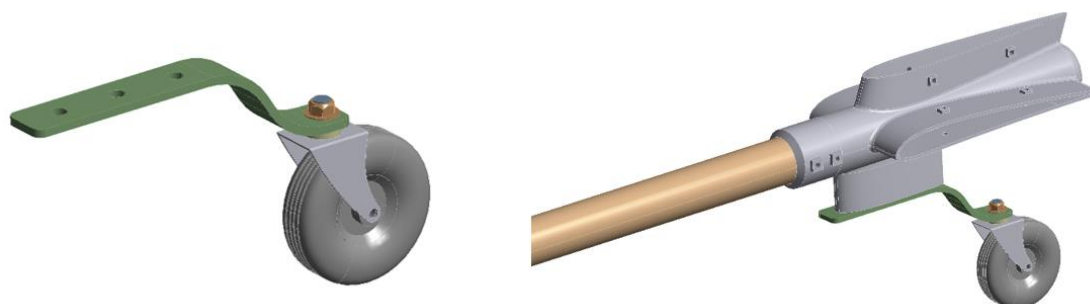


Ilustración 23. Tren trasero

5.8. Validación estructural

5.8.1. Validación por MEF

Con el objetivo de comprobar que toda la estructura soporta la carga máxima que sufrirá la aeronave, se lleva a cabo una simulación de la misma cargando el peso en las puntas, de forma que se comprueba la resistencia al ensayo estático que debe superar la aeronave antes del vuelo. Cabe destacar que se simula tan solo una mitad de la aeronave dado la existencia de la simetría en el plano vertical y con el fin de reducir el coste computacional.

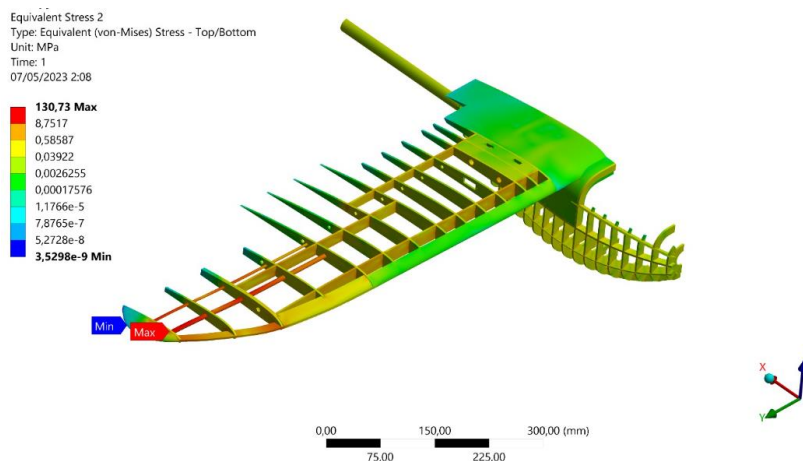


Ilustración 24. Ensayo por MEF de la estructura completa

Se observa que los resultados son válidos, soportando las cargas necesarias.

5.8.2. Validación empírica

Todos los elementos han sido sometidos a una validación en la realidad para comprobar que los resultados de las simulaciones son correctos. Además, se han utilizado los resultados obtenidos por el desarrollo del MOBULA-0 del ensayo llevado a cabo para comprobar las capacidades mecánicas de los tubos de ABS reforzados con carbono y el XPS.

5.8.3. Validación dinámica

En el equipo somos partidarios del uso de técnicas de simulación para reducir costos y ahorrar tiempo. Sin embargo, el diseño de esta aeronave es un caso excepcional debido a la metodología de trabajo seguida, por lo que se ha considerado inviable utilizar simulaciones dinámicas para la verificación de las piezas, fundamentalmente por no contar con datos precisos de la resistencia de las piezas, con fabricaciones complejas como la unión tren-fuselaje de PETG, y por el tiempo computacional que conlleva. Por ello, se llevaron a cabo ensayos en el laboratorio que verificaron la integridad estructural.

- El tren de aterrizaje fue ensayado lanzando la aeronave con una carga de 2kg desde 1m de altura.
- La bancada del motor fue ensayada probando diferentes empujes del motor, variando la potencia con el tiempo.

5.9. Resultado final

Uniendo todas las piezas, el resultado obtenido se muestra a continuación.

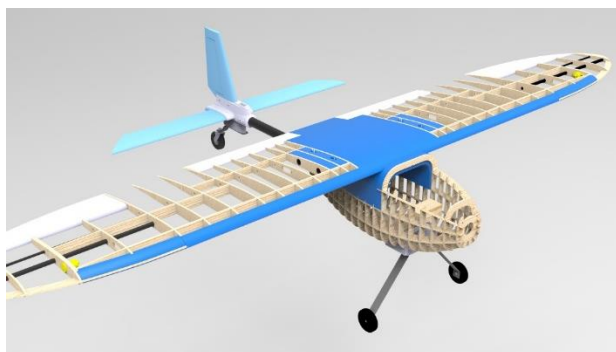


Ilustración 25. Estructura completa de la aeronave

6. Electrónica

Los sistemas de electrónica y control son fundamentales para la operación de la aeronave, permitiendo tanto la comunicación entre el piloto y el avión, como la distribución de órdenes entre los componentes del avión y la operación de las superficies de control. Siendo estas últimas, fundamentales para lograr manejar el avión, por lo que se tendrá que prestar especial atención al diseño del esquema de control, adaptándolo siempre que sea posible a las preferencias del piloto, facilitando la comodidad del piloto con la respuesta de los mandos.

6.1. Esquema electrónico

El esquema de la electrónica es extremadamente similar al que tendría una aeronave de características similares.

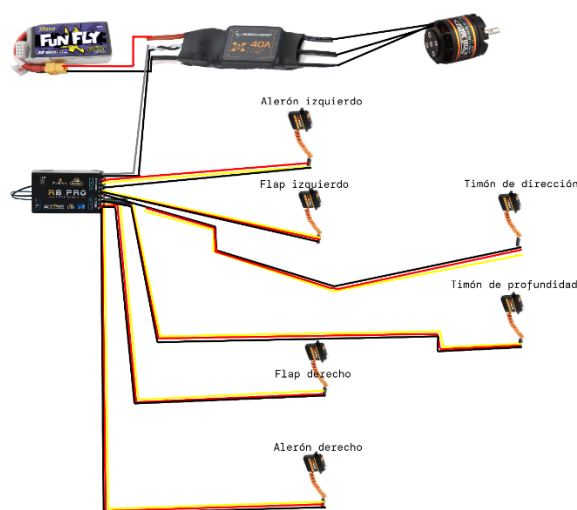


Ilustración 26. Esquema electrónico

6.2. Selección de la batería principal

La batería principal alimenta al motor, por lo que resulta fundamental para el vuelo. Para su elección debe tenerse en cuenta que debería de ser lo más ligera y barata posible, manteniendo la seguridad en su operación a través de una capacidad y tasa de descarga suficiente.

6.2.1. Cálculo del consumo en vuelo

Para el cálculo de la capacidad de las baterías se han realizado las siguientes hipótesis:

- El despegue se produce en la distancia máxima permitida (60 m) con el máximo consumo de motor (usando 40 A como margen de seguridad) y a máximo empuje del motor (determinado empuje medio de despegue 10 N). La velocidad de despegue es de 14 m/s.
- El ascenso se realiza a 22 m/s usando todo el tiempo disponible (30 s).
- El crucero se modela como un recorrido con una longitud de 1400 m a una velocidad de 20 m/s para tener en cuenta los giros.
- Para la acrobacia se supone consumo máximo (40 A) y duración de 15 s.
- Se añade una “fase” de transición, entre crucero y acrobacia, y entre acrobacia y corte de motor para aterrizaje, se supondrá que esta fase en total tendrá 30 s de duración y una velocidad de 17 m/s.

Los consumos del motor a las velocidades mencionadas se obtienen del modelo de propulsión para el motor.

Los cálculos realizados para estimar la capacidad de la batería necesaria son los siguientes.

6.2.1.1. Despegue

Avión de 3 kg, 10 N de empuje, suponiendo que quedan 8 N tras tener en cuenta la resistencia aerodinámica, se halla la aceleración:

$$a_1 = \frac{8}{3} = 2,667 \text{ m/s}^2$$

Por lo tanto, sabiendo que la velocidad de despegue es de 14 m/s:

$$x = x_0 + v_0 \cdot t + \frac{1}{2} \cdot a \cdot t^2$$

$$60 = 0 + 0 \cdot t + \frac{1}{2} \cdot 2,667 \cdot t^2 \rightarrow t = 6,7 \text{ s}$$

Por lo tanto, la capacidad de batería necesaria para esta fase es:

$$c_1 = 6,7 \text{ s} \cdot 40 \text{ A} = 268 \text{ As} = 74,444 \text{ mAh}$$

6.2.1.2. Ascenso

A 22 m/s la corriente solicitada por el motor es de 21,4 A, por lo tanto, la capacidad necesaria es:

$$c_2 = 30 \text{ s} \cdot 21,4 \text{ A} = 642 \text{ As} = 178,33 \text{ mAh}$$

6.2.1.3. Crucero

Se supone velocidad uniforme, por lo tanto, el tiempo empleado es:

$$t_3 = \frac{1400}{20} = 70 \text{ s}$$

A 20 m/s la corriente solicitada por el motor es de 22,5 A, por lo tanto, la capacidad necesaria es:

$$c_3 = 70 \text{ s} \cdot 22,5 \text{ A} = 1575 \text{ As} = 437,5 \text{ mAh}$$

6.2.1.4. Acrobacia

La capacidad necesaria para esta fase es:

$$c_4 = 40 \text{ A} \cdot 15 \text{ s} = 600 \text{ Ah} = 166,667 \text{ mAh}$$

6.2.1.5. Transición

A 17 m/s la corriente solicitada por el motor es de 23,7 A, por lo tanto, la capacidad necesaria es:

$$c_5 = 30 \text{ s} \cdot 23,7 \text{ A} = 711 \text{ As} = 197,5 \text{ mAh}$$

La capacidad necesaria para la batería es:

$$c_{total} = \sum_{i=1}^5 c_i = 1054,441 \text{ mAh}$$

La duración total del vuelo es de 151,7 s.

6.2.2. Selección del modelo definitivo

Teniendo en cuenta la estimación realizada en el apartado anterior y asumiendo que se tiene un margen de seguridad suficiente, se ha optado por una capacidad mínima de 1200 mAh para continuar añadiendo seguridad a la operación. Se ha elegido el siguiente modelo:

Característica	Valor
Modelo	Tattu FunFly 3S 100C 1300mAh
Peso (g)	113
Capacidad (mAh)	1300
Tasa de descarga (C)	100
Voltaje (V)	11,1
Longitud (mm)	74
Ancho (mm)	35
Espesor (mm)	23

Tabla 3. Batería principal utilizada



Ilustración 27. Batería utilizada

Esta batería es suficiente para realizar vuelos cortos como los que se llevarán a cabo en la competición.

Se han realizado pruebas de autonomía con esta batería y el motor, superando los 6 minutos de autonomía, siempre con el acelerador entre un 70 y un 100%, de modo que esta batería cumple los requisitos necesarios.

Cabe destacar que la batería de sustitución propuesta por la organización entra dentro de los parámetros de diseño de la aeronave.

6.3. Selección de la batería de la electrónica

Debido a previas experiencias con aeromodelos más exigentes, se ha optado por usar una batería que en el pasado ha arrojado muy buenos resultados, tratándose de un modelo 2S con una capacidad de 800 mAh, concretamente el modelo Gens Ace 2s. De esta forma, nos aseguramos de cumplir con las necesidades de un vuelo completo, pudiendo usar las baterías ya adquiridas en temporadas anteriores, siguiendo así la filosofía de reducir los gastos totales de la temporada.

Marca	Gens Ace
Peso (g)	49
Capacidad	800 mAh
Ratio de descarga (C)	45
Voltaje (V)	7,4 V (2S)
Longitud (mm)	56
Ancho (mm)	29
Alto (mm)	15

Tabla 4. Batería de electrónica utilizada



Ilustración 28. Batería de electrónica utilizada

6.4. Elección de los servomotores

En pro de la homogeneidad y facilidad logística, se ha optado por emplear los mismos servos en todas las superficies de control, de modo que se pueda minimizar el número de componentes en repuestos. Esta elección se ha hecho teniendo en cuenta las fuerzas resultantes calculadas en el diseño aerodinámico. El modelo elegido es el siguiente:

Voltaje de operación	4,8-6 V
Stall torque	2,4 kgf·cm
Peso	12,4 g
Tamaño	23,17 x 9,17 x 24,05 mm

Tabla 5. Servomotores utilizados



Ilustración 29. Servomotores utilizados

6.5. Elección de la emisora

Debido a la experiencia previa de los anteriores pilotos y miembros del equipo con este modelo, permitiendo así facilitar la formación de los nuevos integrantes, es conveniente continuar usando la emisora Taranis X9D.



Ilustración 30. Emisora utilizada

La emisora se ha elegido además por la implementación de OpenTX, siendo especialmente importante para la fácil configuración del control, siendo la mayor parte de los miembros del departamento encargado de su programación familiares con dicho software.

6.6. Elección de la receptora

En este caso es muy importante contar con el número de canales necesarios para poder actuar sobre todas las superficies de control por lo que, en este caso, se necesitarían 6 canales. Además, es muy importante mantener la compatibilidad de protocolos de comunicación entre los componentes, usando el protocolo ACCESS. En nuestro caso, utilizamos la Archer R8 Pro.



Ilustración 31. Receptora utilizada

6.7. Montaje de mecanismos

6.7.1. Acople de movimiento para servomotor

Se usarán brazos para servo genéricos, incluidos en el paquete de los mismos.

6.7.2. Transmisión de movimientos

Para este fin se emplean transmisiones no articuladas rectilíneas que permitan la unión mecánica del acople de servo, y de acople de superficies de control.

6.7.3. Acople de superficies de control

Para acoplar el movimiento de la rótula o el alambre a la superficie de control se emplearán “cuernos”, visto que las superficies de control están compuestas por FOAM. Estos son los utilizados comúnmente en aeromodelismo.

6.7.4. Fijación de los servos a la aeronave

Para mantener los servos unidos a la estructura del avión se han llevado a cabo dos mecánicas esenciales: la primera, para los mecanismos en las alas consiste en practicar incisiones pasantes en las costillas que permitan montar los servomotores, sacando los acoples de los servos a través de la piel inferior (vinilo termorretráctil). Las costillas con orificios tienen la siguiente topología:



Ilustración 32. Costilla de la aeronave con hueco para introducción de servo

En el empenaje se ha optado por acoplar los servos a una pieza que hace a su vez de unión entre las superficies del empenaje y el tubo que separa a este del fuselaje, la pieza es la siguiente:



Ilustración 33. Empenaje de la aeronave

Como se puede observar en la imagen anterior, la misma pieza permite el montaje del tren trasero y de los servos de empenaje horizontal y vertical.

7. Fabricación

La fabricación del aeromodelo se ha realizado mediante múltiples métodos que maximizan la eficiencia en el uso de material, la calidad de los componentes y cómo se adapta cada método a los materiales que se deben fabricar.

Una de las prioridades a la hora de escoger los métodos era obtener las piezas de una forma rápida, a la vez que precisa. De esta forma, nos aseguramos de que nuestra aeronave podrá ser probada continuamente y así obtener mejoras constantes

7.1. Corte láser

Cerca del 80% de los componentes de la aeronave están fabricados utilizando este método. Nos permite obtener piezas estructurales en madera con precisión de 0,1 mm, siendo al mismo tiempo rápido y eficiente con el material, dado que los tableros pueden aprovechar al máximo, no solo para componentes, sino también para otros propósitos del equipo como utillajes o accesorios adicionales, dejando un desperdicio casi nulo.

Como se mencionó anteriormente, se han utilizado 3 maderas diferentes: madera de balsa, contrachapado y MDF. Todas de diferentes características, así que se ajustó la potencia del láser para poder cortarlas sin dañarlas.

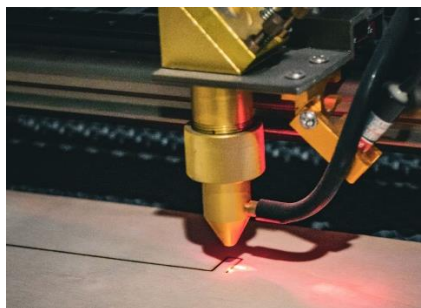


Ilustración 34. Corte láser

7.2. Corte por hilo caliente

El corte por hilo caliente se ha utilizado para fabricar el encastre del aeromodelo en XPS, ya que una unión en madera complicaba en gran medida el montaje. El hilo caliente operado por 4 ejes permite crear, usando los gcodes, las piezas con buena precisión dimensional dejando un exceso de material, que después se acaba de ajustar a la forma del fuselaje lijando el exceso de manera manual.



Ilustración 35. Corte por hilo caliente

7.3. Impresión 3D

La impresión 3D es el método de fabricación que más libertad da a la hora de crear piezas, debido a que casi cualquier geometría puede ser impresa. En nuestro caso, contamos con dos impresoras de filamento y una impresora de resina, gracias a las cuales hemos podido obtener prácticamente todas las geometrías que hemos necesitado por un precio extremadamente bajo.

Sin embargo, estas piezas raramente pueden competir con otros materiales en este rango de precios, pues utilizar materiales competitivos mecánicamente suele requerir una gran inversión tanto en la máquina como en el material. Por este motivo hemos minimizado el número de piezas de esta aeronave fabricadas mediante este método, dejando únicamente la pieza de unión empenaje-tubo, la pieza que une el tren de aterrizaje al fuselaje y la tapa de acceso a la bahía de carga, además de los *wingtips* y algunas piezas de unión pequeñas alrededor de la aeronave.

Como se mencionó anteriormente, durante esta temporada hemos experimentado con dos nuevos materiales que anteriormente no lo habíamos hecho: el LW-PLA, una variante de este material capaz de reducir su densidad hasta en un 50%, y el PTEG, uno de los materiales más comunes y con unas características superiores, aunque no especialmente ligero.

Se tuvo en cuenta en cada caso la expansión del plástico para crear piezas que requirieran poco procesado antes de su montaje.



Ilustración 36. Impresión 3D

7.4. Montaje de la aeronave

Uno de los objetivos que nos propusimos al diseñar los prototipos este año fue mejorar la fase de montaje, ya que es la que da más lugar a errores que se pueden solucionar con un mejor diseño.

Aprovechando la experiencia de otros años, todo lo que se ha diseñado ha pasado por un estricto filtro para determinar su sencillez en la fabricación, no solo como pieza individual sino su colocación en el conjunto y el orden de montaje para no crear conflictos con otros componentes. Esto es comúnmente conocido como *Design for Manufacturing*, una metodología de trabajo que UVigo Aerotech comenzó a utilizar esta temporada.

A continuación, se detallan algunos de los aspectos fundamentales en el montaje de la aeronave:

- El fuselaje y las alas se montan de la misma manera: mediante cola para madera y aprovechando el encaje perfecto que proporciona el corte láser, con un ligero juego que termina de sellar el adhesivo.
- Al fuselaje y las alas una vez montada la estructura interna, se les aplica un entelado de vinilo termo-retráctil para formar la superficie aerodinámica.
- Las piezas de XPS se adhieren entre ellas con un adhesivo que une las dos piezas fundiéndolas de forma permanente.
- Los tubos de carbono usados en las alas se pegan mediante adhesivo, ya que su rápida acción da lugar a pocos errores de posicionamiento y una unión muy sólida.
- La unión de las alas al fuselaje se hace mediante tubos concéntricos que se fijan entre ellos mediante un clip en R pasante.
- El tubo del empenaje se fija al fuselaje mediante una varilla pasante de acero, y dos clips en R para mantenerla en posición, además de hacer apriete las 3 últimas cuadernas del fuselaje para asegurar la unión.
- Las uniones de los trenes de aterrizaje y el motor a la bancada se realizan mediante tornillos con tuercas autoblocantes.
- Las superficies de control se unen mediante bisagras de fibra comunes en aeromodelismo.
- La tapa para acceder a la bahía de carga se une mediante imanes al fuselaje.

8. Centro de gravedad de la aeronave

Para garantizar la estabilidad y equilibrio de la aeronave es necesario estimar la carga y la ubicación del *CG*. De esta forma, se conoce el punto y la resultante del momento que afectará a la aeronave, con el objetivo de redistribuir cargas o conocer la capacidad máxima útil, sin que la estabilidad del aeromodelo se vea comprometida.

Basta con conocer la densidad de cada una de las piezas y su ubicación para el desarrollo. Tras calcular el *CG*, mediante la fórmula, se obtiene la ubicación en la siguiente figura:

$$CG = \frac{\int r \, dm}{\int dm} = \frac{\sum x_i m_i}{\sum m_i}$$

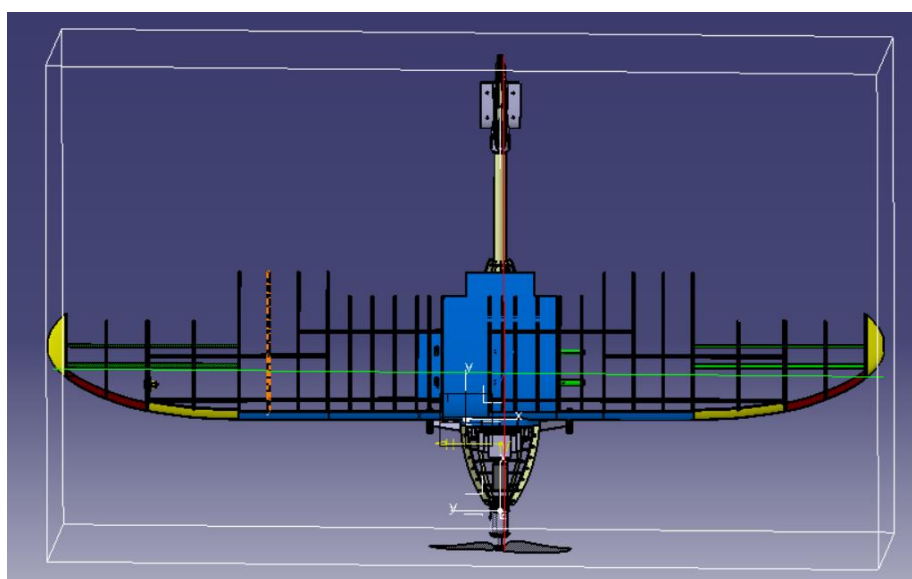


Ilustración 37. Centro de gravedad de la aeronave, en la intersección de la línea verde con la línea roja

9. Predicción de carga

La carga útil especificada para la presente competición consiste en bolsas de arroz de 150 g. Tras plantear la distribución de componentes en la capacidad de la aeronave, se deduce que la cantidad óptima de carga útil son 4 bloques de 1 bolsa cada uno, lo que resulta un total de 0,6 kg. Esta distribución se ha calculado con márgenes para las maniobras de carga rápida, por lo que es ajustable en el tiempo si una vez fabricado el prototipo existe una mayor accesibilidad mecánica al espacio restante.

Para calcular la carga útil transportada prevista en relación con la densidad del aire, se analiza la fase de vuelo con mayor influencia. Se observa que la fase más crítica es el despegue, el cambio de la *payload* puede llegar a modificar la distancia objetivo de despegue. Por lo tanto, se toman los parámetros de esta fase de vuelo como limitantes para el cálculo de la carga útil.

Teniendo en cuenta la definición de carga útil (PL), carga máxima al despegue (MTOW) y de peso vacío operativo (OEW), se desarrolla la relación dependiente de la densidad del aire, tal como se muestra en las ecuaciones.

$$MPL(\rho) = MTOW(\rho) - OEW$$

$$MPL(\rho) = \frac{1}{2} \cdot V_{\infty}^2 \cdot S \cdot C_{L \text{ despegue}} \cdot (\rho) - OEW$$

Sustituyendo los datos para el despegue; con 10° de AoA, 25° de deflexión de *flaps* y a 12 m/s, se obtiene la función expuesta en la ecuación.

$$MPL(\rho) = 2,47394371 \cdot \rho - 2,185$$

Interpolando la anterior ecuación en el programa Excel se obtiene la siguiente figura.

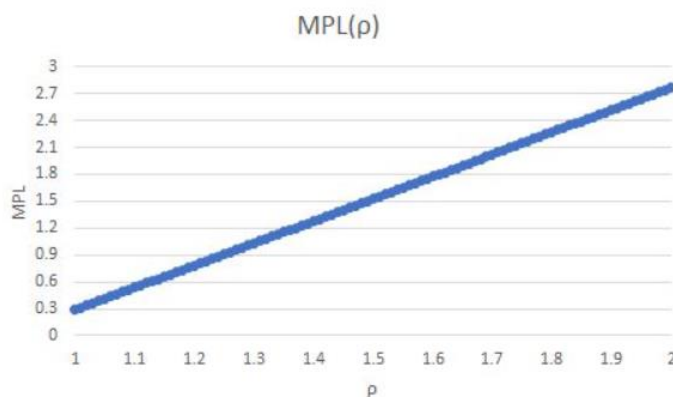


Ilustración 38. Predicción de carga en función de la densidad

10. Conclusiones y aprendizaje

Finalizado el desarrollo completo de la aeronave, UVigo Aerotech Vol.1 cuenta con una aeronave funcional con la que poder participar en el XtraChallenge 2023. El equipo se encuentra satisfecho con el desarrollo de la misma, pues todos los miembros han logrado enriquecer sus habilidades con los recursos de diseño y simulación en aeronáutica, así como sus capacidades de trabajo en equipo.

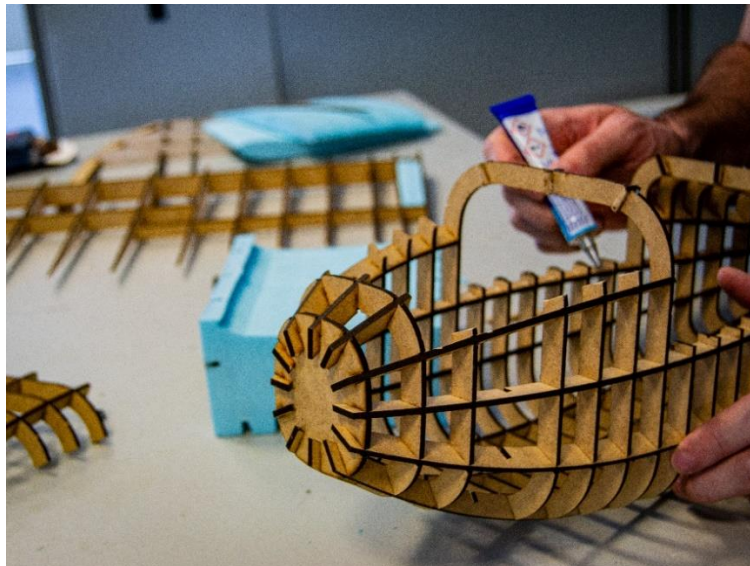
Dado que la Junta Directiva de UVigo Aerotech se encuentra completamente renovada desde esta temporada, este desarrollo ha servido para establecer una dinámica de trabajo renovada y un aprendizaje sólido, que el equipo espera poder aprovechar en su futura competición.

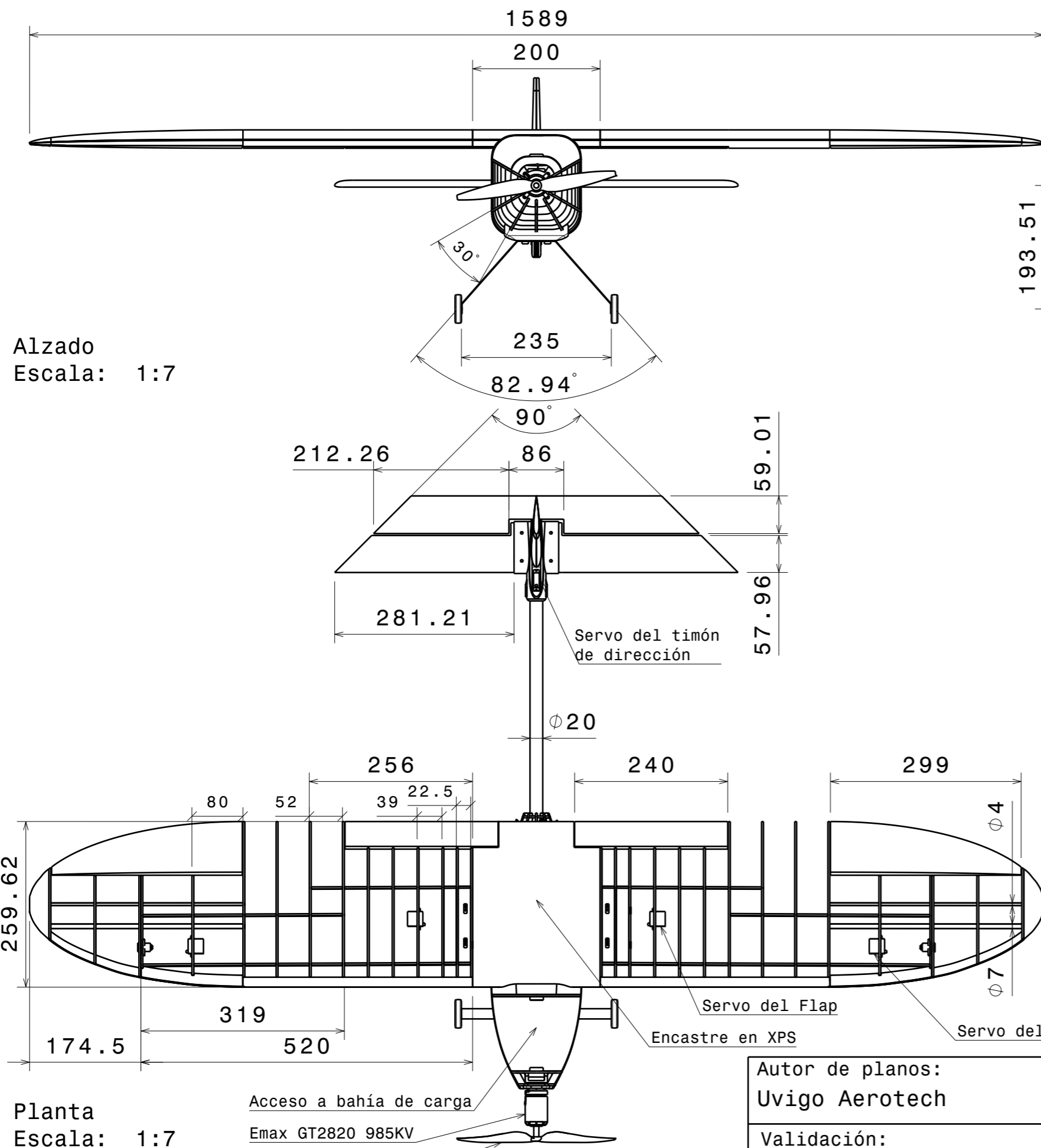
El mayor aprendizaje que el equipo se lleva con el desarrollo de LIGN-0, es la importancia de validar las simulaciones CFD y FEM en la realidad. En numerosas ocasiones se ha podido ver que, a la hora de comprobar el desempeño de una estructura, este no era el esperado desde un inicio. Esto ha sido solventado sin mayores consecuencias (además de las horas extra necesarias en diseño y simulación), y ha servido para enriquecer la base de datos del equipo y, sobre todo, la experiencia adquirida por cada miembro.

Anexo I. Presupuesto de la aeronave

Elemento	Precio por unidad	Unidades	Total
Emax GT2820 985KV	30.50 €	1	30.50 €
Tren delantero	10.00 €	1	10.00 €
Tren de aterrizaje trasero	10.80 €	1	10.80 €
ESC	14.83 €	1	14.83 €
Receptora	46.50 €	1	46.50 €
Regulador de voltaje	18.99 €	1	18.99 €
Batería principal	17.99 €	1	17.99 €
Batería electrónica	11.99 €	1	11.99 €
Servomotores	7.84 €	6	47.04 €
Hélice	4.25 €	1	4.25 €
Tablero de balsa 1000x100mm	2.99 €	2	5.98 €
Tablero de MDF 1200x600mm	5.99 €	0.5	3.00 €
Tablero de contrachapado 1200x600mm	5.99 €	0.5	3.00 €
Tubo de aluminio 1000x20mm	6.80 €	0.5	3.40 €
Espuma XPS 80mm grosor	10.40 €	0.2	2.08 €
Vara acero 4mm diámetro	2.99 €	0.1	0.30 €
Tubo de carbono 7mm	4.00 €	0.6	2.40 €
Tubo de carbono 4mm	2.60 €	0.6	1.56 €
Tubo de carbono 10mm	8.40 €	0.6	5.04 €
Tubo de carbono 12mm	9.95 €	2	19.90 €
PLA	37.15 €	0.05	1.86 €
PETG	15.00 €	0.05	0.75 €
Clips en R	0.17 €	4	0.68 €
Film de entelar	7.99 €	1	7.99 €
Cola de madera	5.79 €	0.2	1.16 €
Adhesivo XPS	5.63 €	0.03	0.17 €
Varillas roscadas	0.79 €	1	0.79 €
Rótulas 3*17mm	1.85 €	6	11.10 €
Horn Pin 21x11	3.95 €	0.6	2.37 €
Bisagras de fibra (pack)	1.96 €	1	1.96 €
Ruedas	1.00 €	2	2.00 €
Tornillos M3	1.83 €	0.24	0.44 €
Tuercas M3	0.48 €	0.48	0.23 €
Tornillos	0.05 €	2	0.10 €
TOTAL			291.13 €

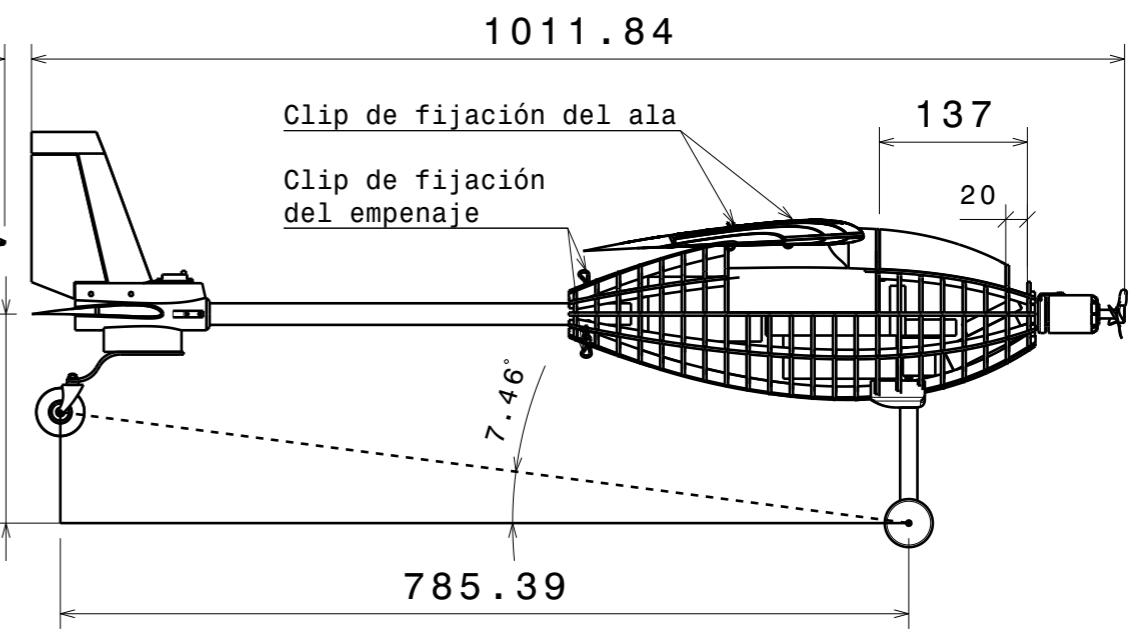
Anexo II. Imágenes del desarrollo






Alzado
Escala: 1:7

Planta
Escala: 1:7



Perfil Izquierdo
Escala: 1:7

UVIGO AEROTECH VOL.1			
Perfil Alar	Uvigo Aerotech 20		
Superficie Alar	0.38 m ²		
Aspect Ratio	6.65		
Payload	0.6 Kg		
Designación de la aeronave: LIGN-0			
Estos planos y diseño son propiedad de UvigoAerotech y la Universidad de Vigo. Creados siguiendo las regulaciones del XtraChallenge 2023.			
TAMAÑO	PLANO Nº		
A3	01		
ESCALA	1:7	MTOW(kg)	3.3 Kg
		MMGS	HOJA
			1/3

Autor de planos:
Uvigo Aerotech

Validación:
Junta Directiva de Uvigo Aerotech

Acceso a bahía de carga

Emax GT2820 985KV

Hélice 10"x6"

Servo del Flap

Encastre en XPS

Servo del Alerón

Servo del timón de dirección

Clip de fijación del ala

Clip de fijación del empenaje

H G F E D C B A

4

3

2

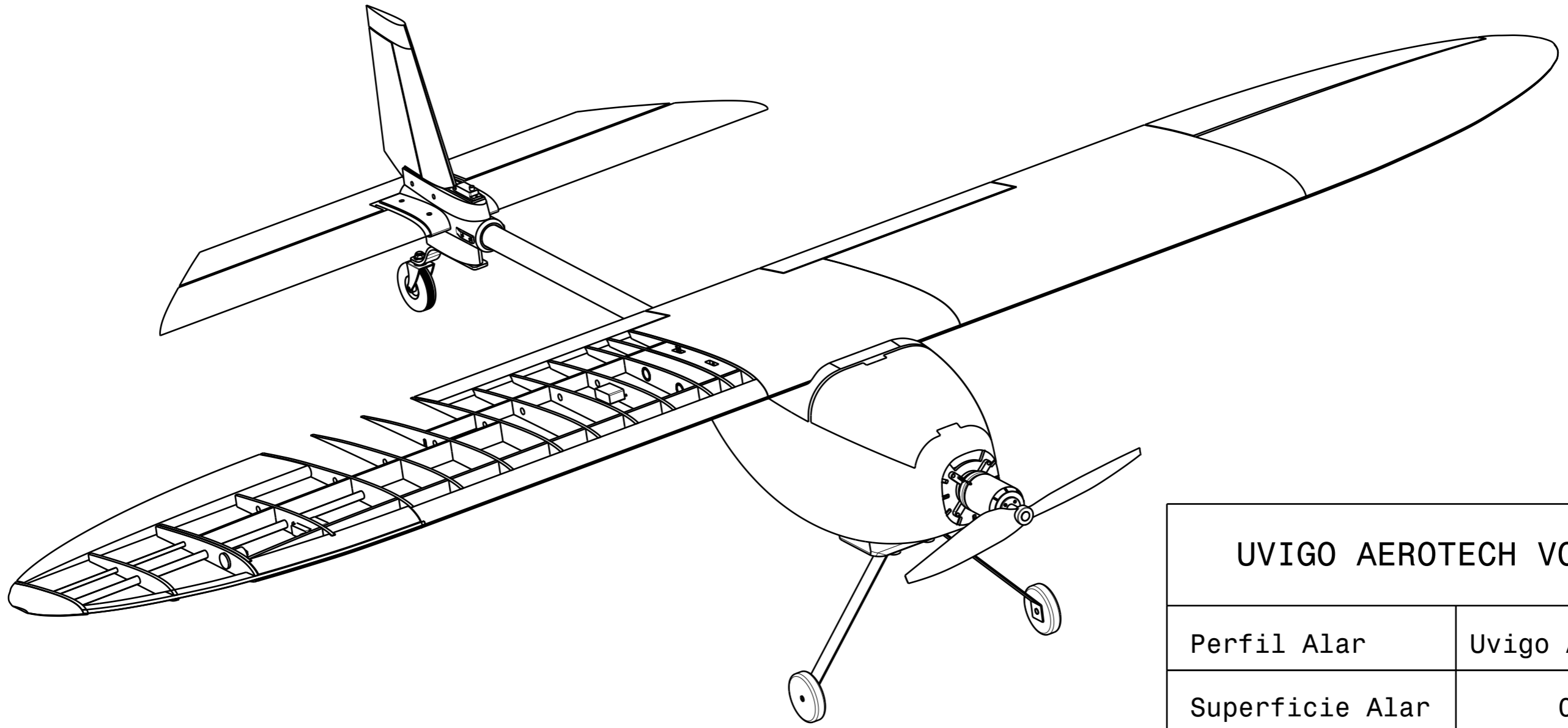
1

4

3

2

1



Isometric view
Scale: 1:4

UVIGO AEROTECH VOL.1

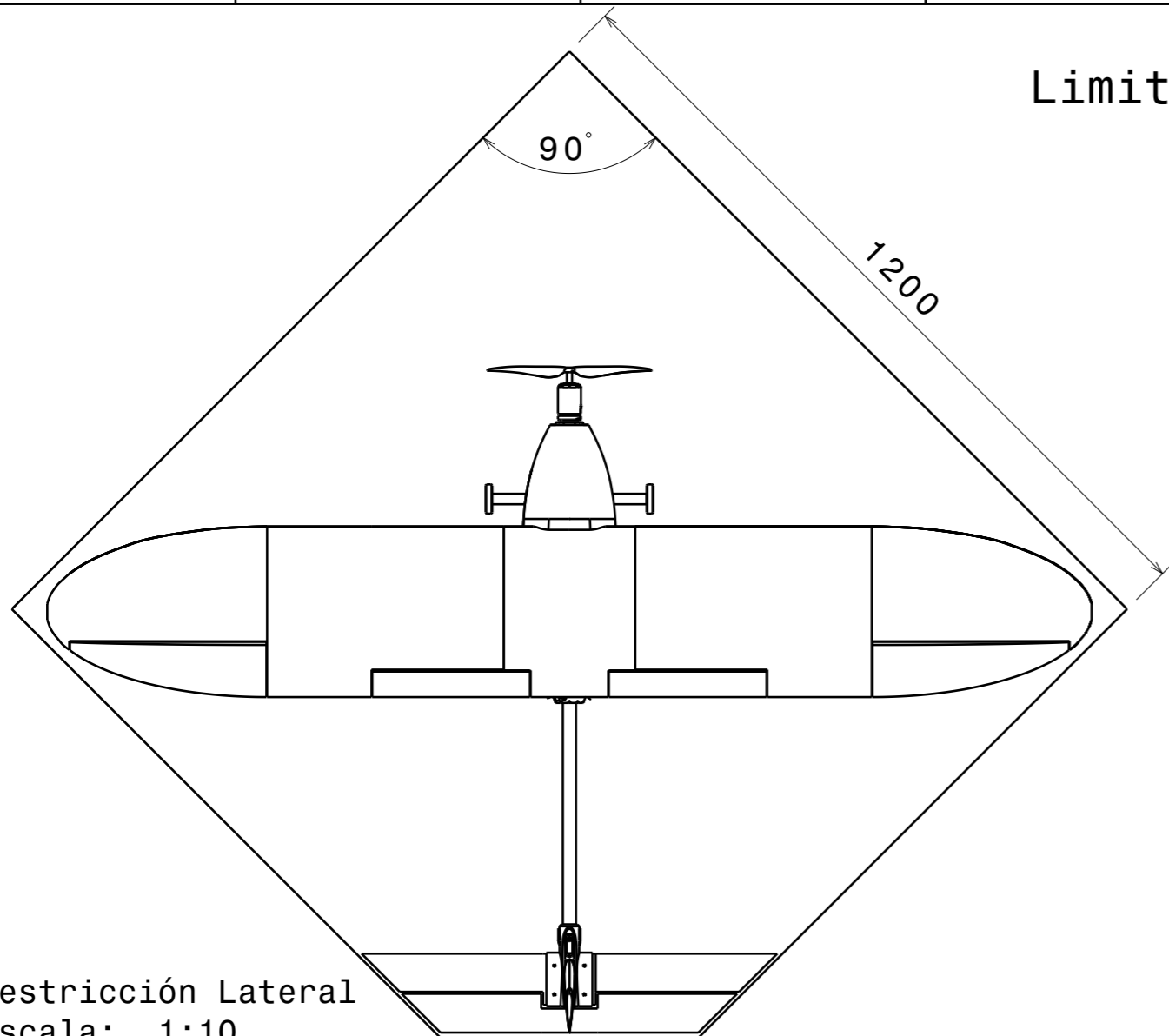


Perfil Alar		Uvigo Aerotech 20	
Superficie Alar		0.38 m ²	
Aspect Ratio		6.65	
Payload		0.6 Kg	
Designación de la aeronave: LIGN-0			
Autor de planos: Uvigo Aerotech		Estos planos y diseño son propiedad de UvigoAerotech y la Universidad de Vigo. Creados siguiendo las regulaciones del XtraChallenge 2023.	
Validación: Junta Directiva de Uvigo Aerotech		TAMAÑO A3	PLANO Nº 02
ESCALA	1:7	MTOW(kg)	3.3 Kg
MMSG		HOJA	2/3

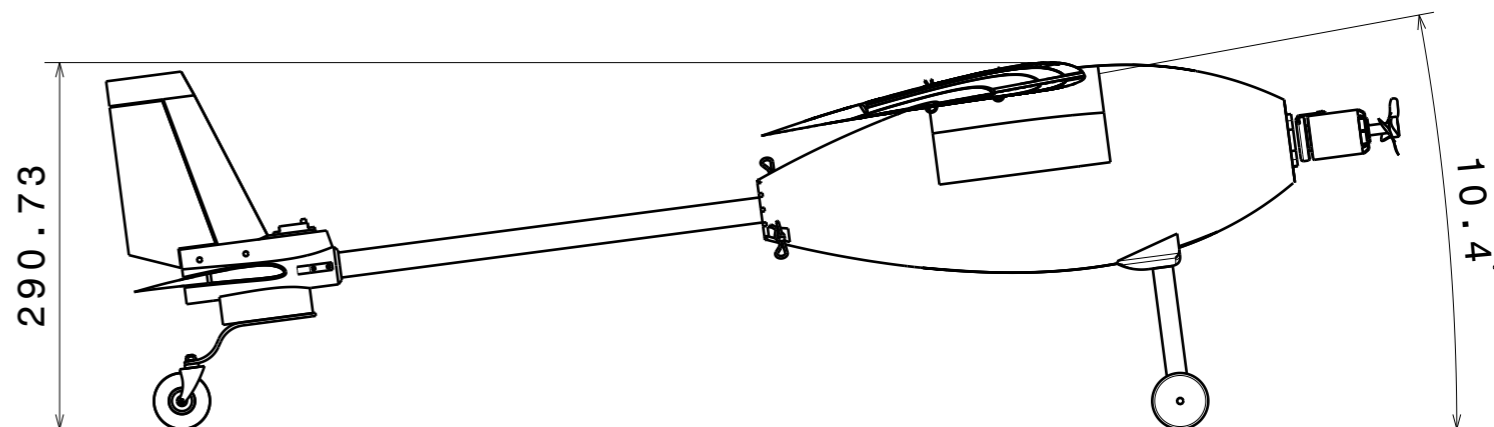
H G B A



Limitaciones Dimensionales



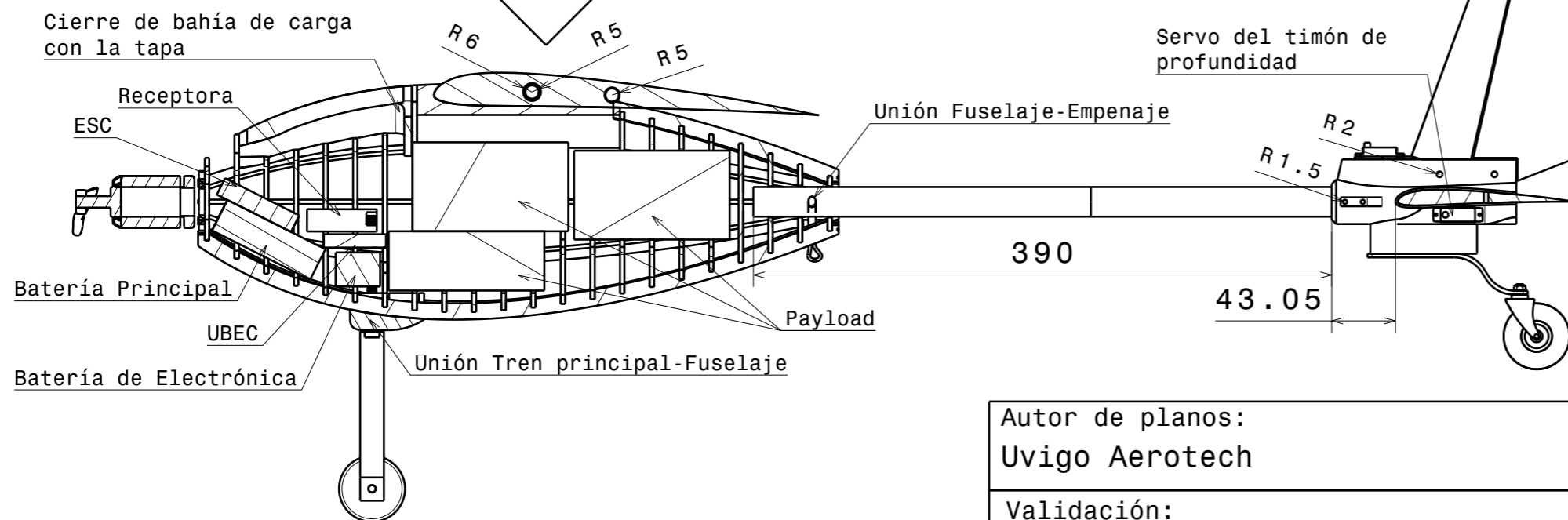
Restricción Lateral
Escala: 1:10



Tierra

Restricción Vertical
Escala: 1:6

Componentes Internos



Sección Media Fuselaje + Empenaje
Escala: 1:4

UVIGO AEROTECH VOL.1 	
Perfil Alar	Uvigo Aerotech 20
Superficie Alar	0.38 m ²
Aspect Ratio	6.65
Payload	0.6 Kg
Designación de la aeronave: LIGN-0	
Estos planos y diseño son propiedad de UvigoAerotech y la Universidad de Vigo. Creados siguiendo las regulaciones del XtraChallenge 2023.	
TAMAÑO	PLANO Nº
A3	03
MTOW(kg)	3.3 Kg
MMSG	HOJA
	3/3

Autor de planos:
Uvigo Aerotech

Validación:
Junta Directiva de Uvigo Aerotech