

2023



INFORME TÉCNICO

EQUIPO #02

UVIGO AEROTECH VOL.2

07/05/2023



I EDICIÓN
VALÈNCIA

12 – 14 DE JULIO DE 2023

Índice de contenido

Índice de contenido.....	1
Índice de ilustraciones	3
Índice de tablas	4
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.....	9
3.2.1. Simulación CFD	9
3.2.2. Carenado	10
3.2.3. Conclusiones.....	11
4. Aerodinámica	11
4.1. Diseño preliminar	11
4.2. Concepto aerodinámico.....	12
4.3. Perfil alar.....	13
4.4. Diseño alar	14
4.4.1. Restricciones dimensionales.....	14
4.4.2. Geometría.....	14
4.4.3. Superficies móviles	15
4.5. Dispositivo de punta alar.....	15
4.5.1. Diseño	15
4.5.2. Estabilidad	16
5. Estructura interna.....	16
5.1. Materiales utilizados y fabricación.....	16
5.2. Estructura del fuselaje.....	17
5.3. Refuerzos	17

5.4.	Ensayos de verificación.....	18
5.4.1.	Módulo de Young XPS	19
5.4.2.	Módulo de Young tubo de carbono.....	19
5.5.	Verificación por MEF	20
5.6.	Bancada del motor	20
5.7.	Tren de aterrizaje	21
5.7.1.	Tren delantero	21
5.7.2.	Tren trasero	22
5.8.	Resultado final.....	22
6.	Electrónica.....	22
6.1.	Introducción	22
6.2.	Selección de la batería principal	23
6.2.1.	Cálculo del consumo en vuelo	23
6.2.2.	Selección del modelo definitivo.....	24
6.3.	Selección de la batería de la electrónica	25
6.4.	Elección de los servomotores	26
6.5.	Elección de la emisora	26
6.6.	Elección de la receptora	27
6.7.	Montaje de mecanismos	27
6.7.1.	Acople de movimiento para servomotor	27
6.7.2.	Transmisión de movimientos	27
6.7.3.	Acople de superficies de control.....	27
6.7.4.	Fijación de los servos a la aeronave.....	27
7.	Centro de gravedad de la aeronave.....	27
8.	Predicción de carga.....	28
9.	Conclusiones y aprendizaje	29
	Anexo I. Presupuesto de la aeronave.....	30
	Anexo II. Otras imágenes	31
	Anexo III. Diseño anterior.....	32

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. Resultado CFD de la hélice	10
Ilustración 5. Resultado CFD del carenado.....	10
Ilustración 6. Diagrama de flujo del algoritmo utilizado.....	12
Ilustración 7. Curvas de CL obtenidas en XFLR5 para los perfiles dados	13
Ilustración 8. Perfil UVigo Aerotech 25	14
Ilustración 9. NACA 4421 modificado.....	14
Ilustración 10. Diseño aerodinámico	15
Ilustración 11. Dispositivo de punta alar	16
Ilustración 12. Fuselaje obtenido.....	17
Ilustración 13. Estudio por MEF del ala para la obtención de los mayores esfuerzos.....	18
Ilustración 14. Estructura de refuerzo del ala.....	18
Ilustración 15. Ensayos de los materiales	19
Ilustración 16. Verificación de ensayo 2G: deformaciones.....	20
Ilustración 17. Verificación de ensayo 2G: tensiones.....	20
Ilustración 18. Bancada fija del motor	21
Ilustración 19. Bancada final de la aeronave	21
Ilustración 20. Diseño final del MOBULA-0	22
Ilustración 21. Esquema electrónico	23
Ilustración 22. Batería principiapl utilizada	25
Ilustración 23. Batería de electrónica utilizada	26
Ilustración 24. Servomotores utilizados	26
Ilustración 25. Emisora utilizada.....	26
Ilustración 26. Receptora utilizada.....	27
Ilustración 27. Centro de gravedad de la aeronave, en la intersección de la línea verde con la línea roja.	28
Ilustración 28. Predicción de carga en función de la densidad	29
Ilustración 29. Ala interior	31
Ilustración 30. Ala exterior	31
Ilustración 31. Vista lateral de la aeronave.....	31
Ilustración 32. Vista frontal de la aeronave	31
Ilustración 33. Primer diseño de MOBULA-0	32

Índice de tablas

Tabla 1. Resultados del diseño preliminar.....	12
Tabla 2. Características de XPS y PLA	16
Tabla 3. Batería principal utilizada	25
Tabla 4. Batería de electrónica utilizada	25
Tabla 5. Servomotores utilizados	26

1. Introducción

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

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

Motivados por continuar creciendo y desarrollando nuevas aeronaves, así como alcanzando nuevos retos, se muestra a continuación uno de los dos modelos desarrollados durante la temporada 2022/2023, con el objetivo de participar en el XtraChallenge 2023, pero sobre todo con la misión de seguir creciendo y aprender de la experiencia adquirida. Con esta aeronave nace UVigo Aerotech Vol.2, la propuesta arriesgada del equipo y con la que el proyecto se lanza a probar métodos de fabricación que no había hecho hasta ahora.

2. Organización del equipo

2.1. Objetivos de la temporada 2022/2023

Desde el equipo, además de otros proyectos paralelos que no procede mencionar en este informe técnico, se continuó con la línea de acción donde se 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 nuevos miembros y continuar formando a los ya experimentados en la anterior competición. Es por ello por lo 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.

MOBULA-0 ha nacido con el objetivo de probar nuevas técnicas de desarrollo de aeronaves. Se trata de la primera vez que UVigo Aerotech desarrolla una aeronave cuya estructura está basada en FOAM, lo cual supone un reto adicional. Sin embargo, el mayor reto es, sin duda, el hecho de desarrollar un ala volante, pues su diseño es complejo y conlleva hacer numerosos estudios aerodinámicos.

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 pago 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 de este, 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.

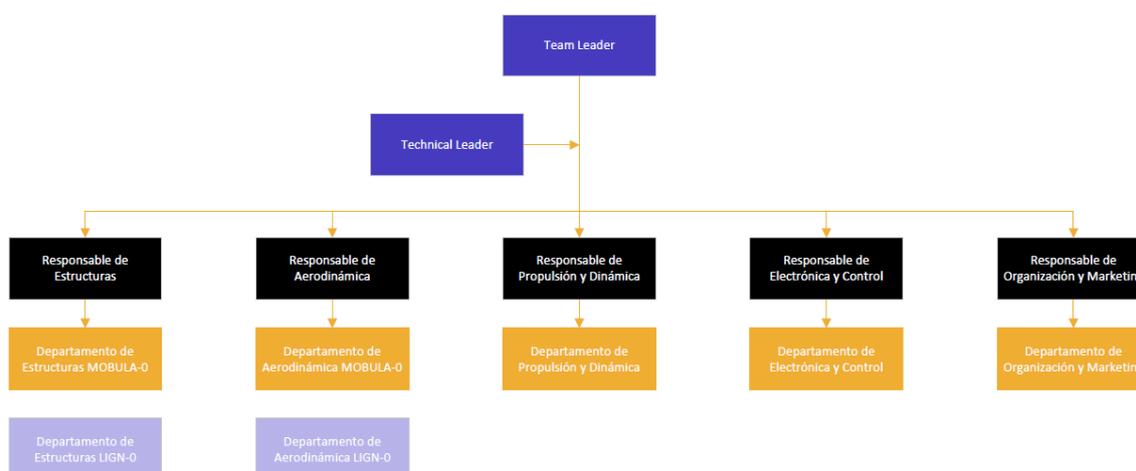


Ilustración 1. Diagrama de Recursos Humanos

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, pues la planificación a largo plazo presenta una forma similar a la organización tradicional. Sin embargo, a la hora de llevar a cabo el diseño, se ha trabajado en el modelo iterativo. De esta forma, la combinación de ambas metodologías ha logrado 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.

Fase	UVigo Aerotech Vol.2																			
	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 MOBULA-0																				
Ensayos de materiales																				
Critical Design Review																				
Encargo de piezas a proveedores																				
Ensamblaje del MOBULA-0																				
Ensayo del MOBULA-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 la colaboración de nuestros patrocinadores podemos diseñar y fabricar nuestros aeromodelos, así como participar en distintas competiciones y eventos. Para su gestión, 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. Como consecuencia, tanto por límites presupuestarios como por factores externos, se ha limitado el desarrollo a tres aeronaves MOBULA-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 LIGN-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, se 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

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.

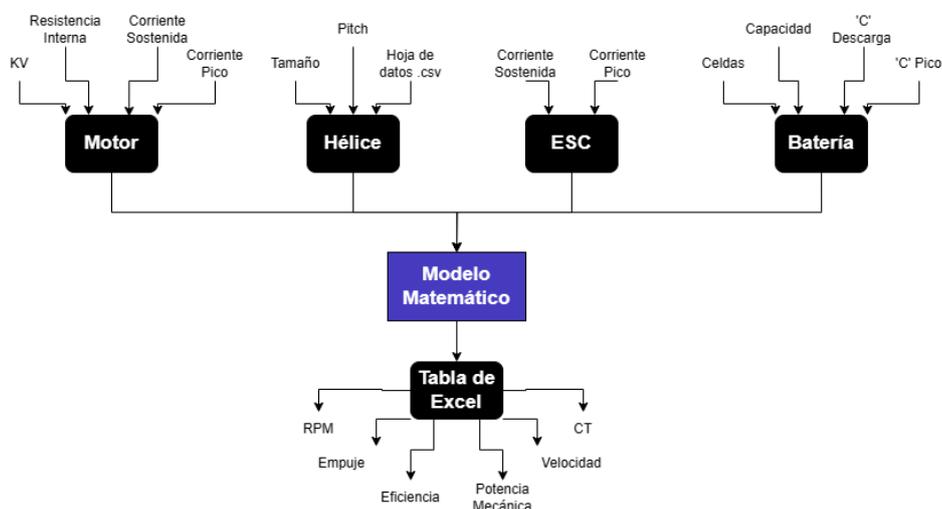


Ilustración 3. Diagrama del modelo MATLAB desarrollado

3.2. Análisis de hélice

3.2.1. Simulación CFD

Con el objetivo de comprobar la precisión de la geometría de la hélice diseñada en el programa CAD y asegurarnos de que se correlacionaba adecuadamente con los datos proporcionados por el fabricante, se llevaron a cabo múltiples simulaciones CFD en nuestro departamento. Esto nos permitió realizar

simulaciones del avión completo con total confianza, sin temor a inexactitudes o problemas de geometría durante el mallado.

Así pues, se compararon los resultados de las simulaciones con las hojas de datos facilitadas por APC Propellers.

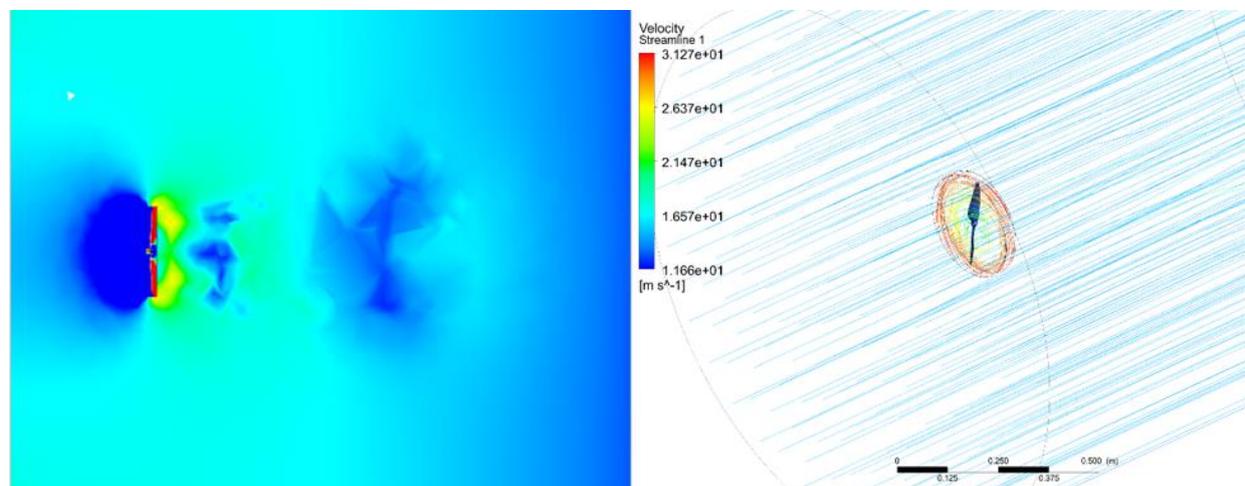


Ilustración 4. Resultado CFD de la hélice

3.2.2. Carenado

Motivados a maximizar la fuerza propulsiva del motor, se llevó a cabo un exhaustivo estudio de la viabilidad de la incorporación de un *duct* carenado. Esta idea, así como la de optar por una configuración *pusher* en nuestra arriesgada apuesta por un ala volante, marcaría las primeras semanas del desarrollo del avión.

Nuestra investigación en esta materia culminó con la realización de varias simulaciones cuyos resultados indicaban que no estaba justificada la complejidad de fabricación, peso añadido y la necesidad de tolerancias muy finas (de aproximadamente 2 mm de separación entre la hélice y el carenado considerado prudente) como para implementarlo en un avión de estas características. Las siguientes imágenes, representan (de izquierda a derecha): líneas de corriente, *closeup* de las líneas de corriente y campo de presiones.

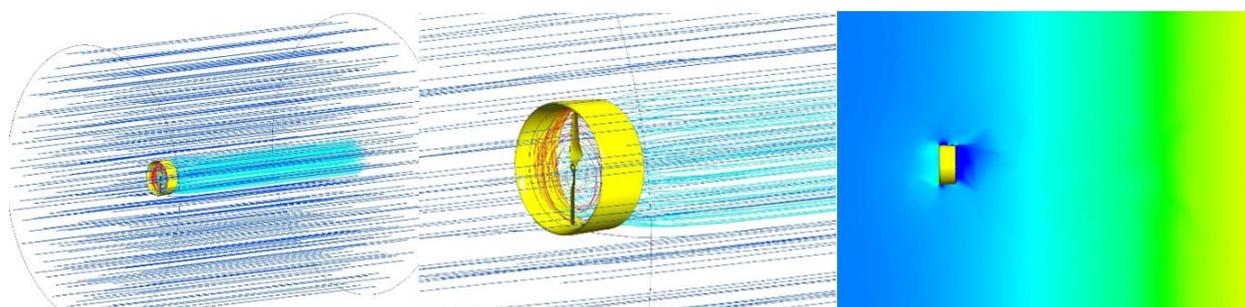


Ilustración 5. Resultado CFD del carenado

Para definir la geometría del propio carenado se estudiaron distintas posibilidades en lo que se refiere al perfil aerodinámico empleado. Nos decantamos por uno que minimizase el C_D (coeficiente de resistencia) al mismo tiempo que tuviese buenos resultados de C_L (coeficiente de sustentación) para ángulos negativos. El hecho de que funcionase bien en ángulos negativos era importante ya que, además de eliminar los

efectos adversos de los vórtices de punta de ala, función principal del carenado, queríamos conseguir que la componente horizontal de las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre el perfil fuese máxima y así contribuyese lo máximo posible al empuje.

3.2.3. Conclusiones

Los resultados de la primera simulación, sin contar con carenado, fueron muy satisfactorios. Pues 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. Siendo así un error de menos del 2%.

Sin embargo, no podemos decir lo mismo del modelo de MATLAB. Al tener en cuenta que las RPM no son un valor estático en vuelo, así como el posible error en nuestras suposiciones a la hora de calcular la resistencia interna, entre otras consideraciones, es como podemos justificar la discrepancia de nuestros modelos. En este caso, el modelo arroja un empuje de 9,15 N, una discrepancia del ~28%.

Por otro lado, estos resultados contrastan con el empuje mejorado que parecería aportar el carenado de la hélice. Utilizando un solver SST K-omega con corrección para número de Reynolds bajo, el conjunto del *duct* y la hélice aportaría, tras considerar 970 iteraciones significativas, 7,25 N. Esto representa una mejora del 9% respecto al empuje esperado (evidentemente siguiendo los mismos criterios de velocidad de entrada, etc.).

Si bien las simulaciones del *duct* eran esperanzadoras, el equipo en su conjunto decidió oponerse a esta idea por los motivos mencionados anteriormente. Es por eso por lo que consideramos los resultados, en su contexto, obtenidos de la simulación de la hélice, en combinación con el modelo matemático de MATLAB. Aplicando la técnica de los mínimos cuadrados para los datos obtenidos, llegamos a que el empuje seguiría la siguiente expresión en función de la velocidad:

$$T = -0,3359v + 13,983$$

Donde:

- T es el empuje.
- v la velocidad.

Esta relación la encontramos más apropiada que una que relacione el empuje con la palanca de potencia, ya que este resultado se puede aplicar en cualquier momento del vuelo, mientras que el de la palanca de potencia depende en función de la velocidad a la que esté en ese preciso instante la aeronave.

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, la carga y las 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.

- $C_{L\text{ máx}}$ del perfil de la aeronave, utilizando un rango de valores para tener en cuenta los *elevons* y las variaciones entre los resultados del perfil y del ala.
- C_{D0} , 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.

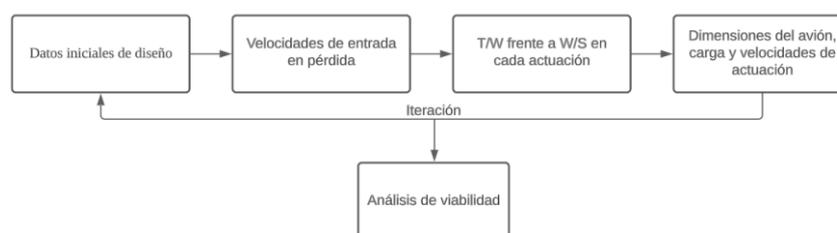


Ilustración 6. Diagrama de flujo del algoritmo utilizado

El flujo de trabajo se lleva a cabo de la misma forma que en la anterior ilustración, siguiendo el siguiente 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.

Aplicando el algoritmo anterior, los resultados obtenidos fueron los siguientes:

Masa total	$M = 3,8 \text{ kg}$	Velocidad de crucero	$V_{\text{cruise}} = 20 \text{ m/s}$
Distancia de despegue	$X_{TO} = 20 \text{ m}$	Velocidad de despegue	$V_{TO} = 11 \text{ m/s}$
Cuerda alar media estimada	$CMA = 0,22 \text{ m}$	Velocidad en ascenso	$V_{\text{climb}} = 20 \text{ m/s}$
Superficie alar	$S_w = 0,44 \text{ m}^2$	Ángulo máximo de viraje	$\varphi = 56^\circ$

Tabla 1. Resultados del diseño preliminar

4.2. Concepto aerodinámico

En el diseño del aeromodelo optamos por una configuración menos convencional, buscando tanto probar nuevos tipos de aeronaves como ampliar el conocimiento y las oportunidades del equipo. De esta manera, hemos optado por diseñar un ala volante, empleando técnicas similares al diseño orgánico para crear una forma más experimental que, tras una optimización y rediseño, llegó a su forma final. Para las superficies

de control e hipersustentadoras optamos por utilizar una configuración de *elevons*, habitual en aeronaves similares, que sirven para controlar el alabeo y cabeceo al mismo tiempo que se pueden emplear como *flaps* cuando se considere pertinente.

Las alas y el fuselaje forman parte de una misma unidad, con formas derivadas de dos perfiles alares diferentes, que buscan optimizar tanto el volumen disponible para carga como la sustentación y la estabilidad en cabeceo.

Con el objetivo de estabilizar el avión en guiñada, conseguir un comportamiento favorable frente a vientos cruzados y reducir la resistencia inducida de la aeronave, se diseñaron e implementaron dispositivos de punta alar en forma de *wingtip*, cuyas características serán mencionadas en su respectivo apartado.

En resumen, el diseño del aeromodelo estuvo condicionado tanto por las restricciones dimensionales de las cajas de transporte y de montaje como por la idea de crear un diseño que destacase por su innovación. Además de por ser más arriesgado que el resto de los modelos del equipo, utilizando como apoyo los datos de carga alar y parámetros geométricos y de diseño que el algoritmo (explicado anteriormente) nos proporcionó.

4.3. Perfil alar

Al diseñar un ala volante, el primer problema con el que nos encontramos fue el momento de cabeceo. Por esta razón, la elección del perfil alar del aeromodelo se obtuvo de una optimización de los resultados del PW106, un perfil de muy bajo momento por tener un borde de salida tipo réflex.

Los criterios de optimización seguidos, resultado directo de los parámetros del diseño preliminar, fueron los siguientes:

- Menor C_m posible.
- C_L entre 1,45 y 1,6.
- Ángulo de entrada en pérdida superior a $14,5^\circ$.
- C_D lo más bajo posible.

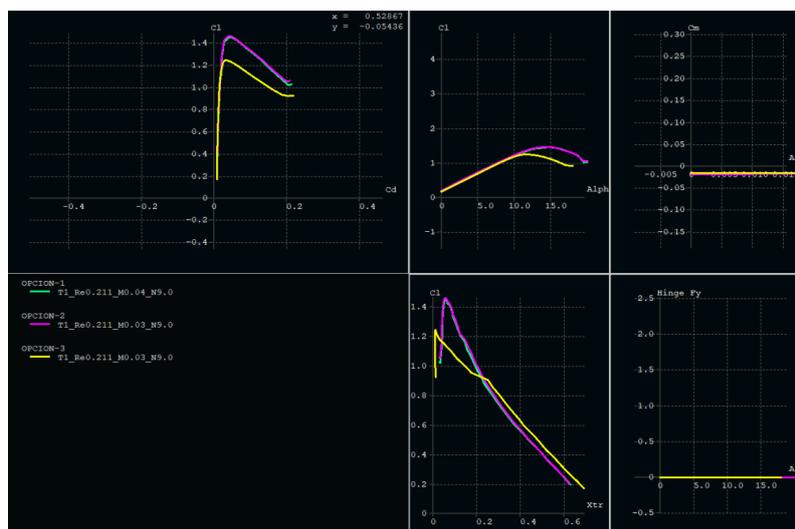


Ilustración 7. Curvas de C_L obtenidas en XFLR5 para los perfiles dados

Tras estudiar las modificaciones más ventajosas, se decidió establecer un orden de prioridad en los criterios anteriores. El resultado obtenido mejoró notablemente los valores de C_L a costa de empeorar el C_m , pero el balance final resultó ser el más beneficioso para la aeronave.

Finalmente, el perfil seleccionado para las alas fue el UVigo Aerotech 25.

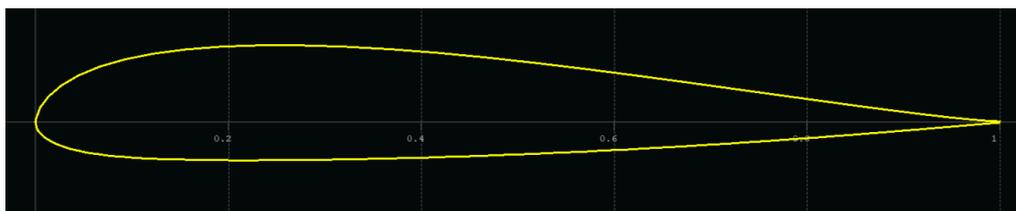


Ilustración 8. Perfil UVigo Aerotech 25

Para el perfil del fuselaje, se buscó un espesor suficiente para contener tanto la electrónica como la carga con la menor resistencia aerodinámica posible. De esta forma, el perfil seleccionado fue una modificación del NACA 4421.

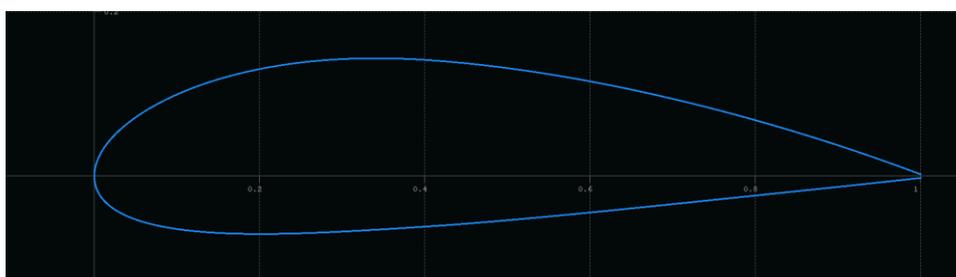


Ilustración 9. NACA 4421 modificado

4.4. Diseño alar

Los resultados del diseño preliminar aportan las exigencias de sustentación que ha de generar el ala y la superficie alar objetivo, obteniendo $0,44 \text{ m}^2$ de superficie necesaria para un peso de 38 N. Teniendo en cuenta lo anterior y los problemas de estabilidad que acarrea la forma alar decidida, se eligió el perfil tal y como se menciona en el anterior punto.

4.4.1. Restricciones dimensionales

Las dimensiones del ala diseñada están limitadas por la caja de transporte y el rombo de dimensiones fijas y ángulo variable en el que ha de entrar la aeronave montada. En nuestro caso se optó por emplear un ángulo de 120 grados en la caja de restricciones, ya que al no tener empenaje contaríamos con más de dos metros para la envergadura del avión, junto con un gran espacio para la sección del fuselaje.

4.4.2. Geometría

La configuración final elegida fue un ala volante en forma de delta, lo que nos permitiría facilitar el despegue y la estabilidad a guiñada por medio de *winglets*.

La sección que actúa como fuselaje tiene una cuerda de 0,626 m y una distancia entre los encastres de 0,206 m. Las alas tienen una cuerda variable a lo largo de su envergadura y dos secciones diferenciadas, una de transición desde el fuselaje y la de la propia ala. Sus medidas de cuerda son 0,496 m en la unión con el fuselaje, 0,290 m en la sección donde la disminución de cuerda comienza a decelerar y 0,07 m en la unión del *winglet*. La longitud de las alas desde su unión con el fuselaje hasta el comienzo del *winglet* es de 0,694 m, resultando en una superficie final proyectada de $0,468 \text{ m}^2$, superior al mínimo estimado en un principio. Tras la verificación de diferentes versiones del ala por medio de tecnología CFD, se decidió añadir una torsión de 4 grados en el encastre para así generar la sustentación suficiente como para realizar el

despegue sin una gran deflexión de los *elevons*, que generaría un momento de cabeceo contrario al deseado.

4.4.3. Superficies móviles

La configuración de superficies de control e hipersustentadoras más beneficiosa y utilizada para una aeronave como la diseñada consiste en utilizar un *elevon* en la parte posterior de cada ala, que actúa como alerón y elevador/*flap* en diferentes movimientos.

Para su dimensionamiento, se utilizaron cálculos similares a los empleados en los *flaps*. Teniendo en cuenta las medidas de la hélice y que la aeronave tiene una propulsión tipo *pusher*, con el motor en la zona trasera del bloque fuselaje, se diseñaron unos *elevons* que comienzan a 0,097 m del encastre alar, abarcando un porcentaje de la cuerda alar entre el 25% en su comienzo y el 50% al final. Concretamente, las medidas de cada *elevon* son 0,09 m de cuerda en el comienzo, 0,04 m de cuerda en el final y una longitud de 0,556 m entre extremos.

Finalmente, en un proceso de optimización, se redondeó la unión entre los *elevons* y el ala para así facilitar la deflexión de estos.



Ilustración 10. Diseño aerodinámico

4.5. Dispositivo de punta alar

4.5.1. Diseño

Teniendo en cuenta el diseño de la aeronave, la ausencia de empenaje hace necesaria la existencia de un elemento que proporcione estabilidad con respecto al momento de guiñada. Por esta razón, se diseñaron los *winglets* que actuarán como estabilizadores verticales.

Para cumplir con los requisitos existentes, se seleccionó la configuración *blended winglet*. En cuanto al diseño, se utilizó el perfil NACA 0015 para el final del propio *winglet*, que comienza con el perfil de la propia ala. De esta manera, existe una transición entre ambos perfiles que ocurre a lo largo de todo el *winglet*.

Para su dimensionado y geometría, se buscó que la distancia con respecto al centro de masas en el eje longitudinal fuese máxima, dentro de los límites que la caja nos permite. El objetivo fundamental es que el momento estabilizador creado sea del orden del momento más crítico, es decir, el generado por las condiciones más estrictas en vuelo. Las medidas finales son de 15 mm para la distancia al centro de masas teórico en el eje mencionado, 50 mm de altura en los que el perfil final se sitúa completamente vertical y una rotación de 4° en sentido antihorario con respecto al eje longitudinal del modelo, para así obtener un momento recuperador suficiente frente a vientos cruzados.



Ilustración 11. Dispositivo de punta alar

4.5.2. Estabilidad

La simulación de la aeronave por el método de volúmenes finitos demostró la necesidad de añadir el anterior dispositivo de punta alar para garantizar la estabilidad de la aeronave frente a vientos cruzados, dotándola de un momento recuperador que la orientará hacia el aire incidente. A su vez, se procedió a la verificación de la estabilidad en crucero y viraje, demostrando en el primero un momento de cabeceo notablemente bajo y rectificado por la distribución de carga dentro de la aeronave, mientras que el viraje coordinado no muestra momentos adversos en el caso más crítico (ángulo de viraje mostrado en el diseño preliminar y factor de carga 1.5)

5. Estructura interna

5.1. Materiales utilizados y fabricación

Debido a la naturaleza de la aeronave, es fundamental definir desde un primer momento cuál será la forma de fabricar la misma, especialmente debido a su geometría

Desde el momento en el que se concibió la idea de este avión siempre se ha tenido un tipo de material en mente, la espuma técnica. La razón de ello es su compleja geometría que nos permite el empleo de una estructura clásica de cuadernas y largueros de madera sin sacrificar parte de una geometría totalmente optimizada para ser una superficie de Clase A.

No obstante, debido de nuevo a la geometría compleja del ala, son escasas las zonas que no se pueden fabricar apoyadas en métodos de fabricación asistida por ordenador. Por ello nos encontramos dos métodos de fabricación empleables, el mecanizado CNC o la impresión 3D.

Características	Espuma XPS	PLA
Módulo elástico (kPa)	20.000	3.300.000
Límite elástico (kPa)	(desconocido)	55.000
Resistencia a compresión (kPa)	300	66.000
Densidad (kg/m ³)	33	1240

Tabla 2. Características de XPS y PLA

A nivel técnico el XPS parece no ser mejor que el PLA, no obstante, hay una gran diferencia entre los dos materiales: el XPS es un material cuasi isotrópico mientras que el PLA es totalmente anisotrópico. Tras realizar una serie de ensayos de flexión se ha llegado a la conclusión de que la espuma gana en resistencia específica, resistencia a la compresión, al impacto, vibraciones y presenta una densidad más que adecuada, pero depende de máquinas de mucho mayor coste que las impresoras 3D y con menor disponibilidad.

Así pues, las piezas serán fabricadas en XPS, a excepción de los *winglets* que serán impresos en PLA, y la tapa, al no tener que soportar apenas esfuerzos, motivo por el cual también se buscará el menor relleno posible.

Las piezas de XPS serán mecanizadas mediante una CNC de tres ejes. Estas requerirán de varios giros del macizo haciendo diversas fases de mecanizado para obtener finalmente buenos acabados en todas las zonas aerodinámicas. Cabe mencionar que a la hora de mecanizar espumas hay que tener especial cuidado con la fijación de las mismas y del tipo de corte que se ejecuta, ya que el corte por salto de la fresadora deja un peor resultado en comparación con el corte convencional. También es importante seleccionar la fresa adecuada de tipo O que nos permita adecuar correctamente la viruta.

5.2. Estructura del fuselaje

Se trata del conjunto más complejo y que más se ha adecuado estructuralmente a las necesidades de la aeronave, y está formado por la estructura principal y la tapa superior. Se basa en una filosofía de DFMA, facilitando lo máximo el montaje y adecuado el diseño a la carga, y no la carga al diseño. De esta forma, se cumple de una forma más eficiente el objetivo de carga deseado.

El vaciado del fuselaje se ha realizado teniendo en cuenta principalmente tanto la carga que va a llevar la aeronave como que pueda alojar correctamente toda la electrónica. De esta manera, conseguimos que, al extraer la tapa, la cual está unida mediante unión mecánica y magnética, tengamos total acceso a la bahía de carga. De esta manera, podemos incorporar las bolsas en tiempo récord, la electrónica puede ser fácilmente monitorizada antes de vuelo y revisada, y los componentes electrónicos están correctamente aislados entre ellos (recordemos que el XPS tiene una alta resistividad térmica). Esta práctica de fijar totalmente la carga dejando únicamente holguras elimina elementos extra de sujeción que pudieran añadir pesos innecesarios a la estructura y permite tener un cálculo del centro de gravedad mucho más preciso.

Como punto final el fuselaje se ha modificado en la parte inferior de tal manera sea mucho más sencillo de introducir los trenes de aterrizaje y que reciban el impacto de la manera más controlada.

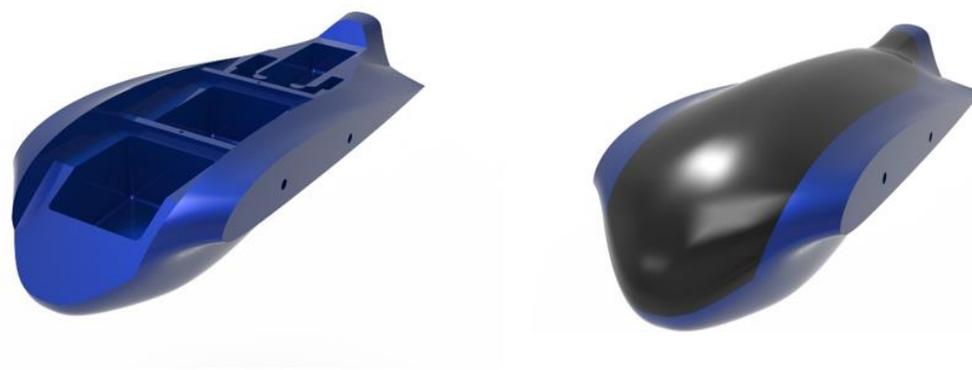


Ilustración 12. Fuselaje obtenido

5.3. Refuerzos

Como resulta evidente, es necesario añadir refuerzos a la zona alar para aumentar la resistencia y permitir el levantamiento de la carga.

A la hora de situar los refuerzos sobre la estructura, decidimos partir de una simulación del material en bruto tras ensayo y valorando la situación de esfuerzos generada durante el vuelo en crucero.

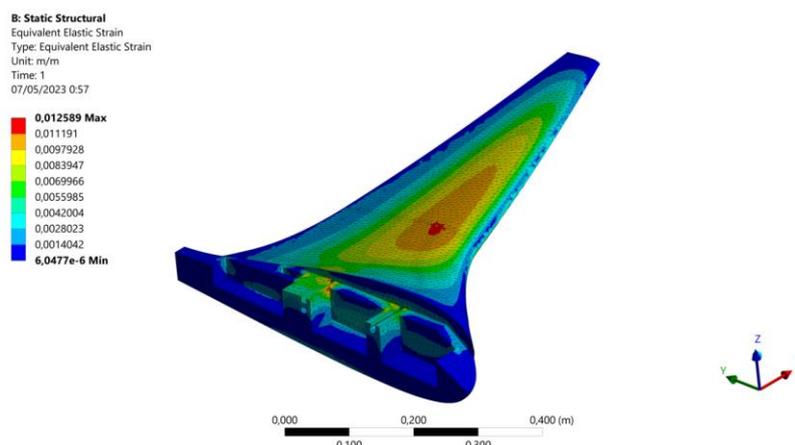


Ilustración 13. Estudio por MEF del ala para la obtención de los mayores esfuerzos

A través de esta simulación, donde el cuerpo consta de una parte del fuselaje y el ala completa, pudimos obtener las zonas más sensibles a esfuerzos y nos dispusimos a añadir una serie de elementos que le brindasen de una rigidez y resistencia a agentes externos.

Por un lado, la zona de unión entre el fuselaje y las alas está reforzada por dos tubos de fibra de carbono, véase la siguiente figura (1 y 2), que a su vez sirven de unión entre ambas partes. Por otro lado, las alas se mantienen rígidas gracias a otros dos tubos de ABS reforzados con carbono (3 y 4) y a tres cintas de fibra de vidrio (5, 6 y 7). En cuanto a las cintas, dos van en el intradós paralelas a los tubos y otra en el extradós siguiendo también la dirección de uno de los tubos (el que está más cerca del borde de ataque). Además, cada tubo está dividido en dos (uno interno y otro externo), los cuales se unirán al juntar las partes del ala. Por último, la unión entre la parte interna y externa del ala queda fortalecida con una costilla de fibra de vidrio (8) que ayudará a disipar los esfuerzos cortantes que puedan.

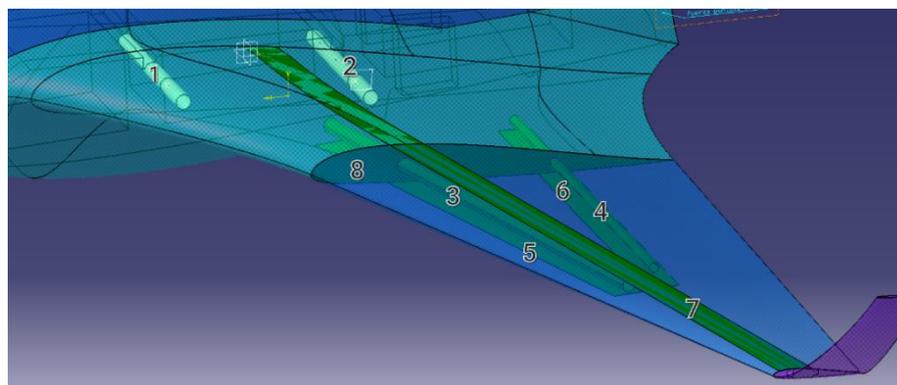


Ilustración 14. Estructura de refuerzo del ala

Esta estructura se iteraría hasta llegar al diseño final, en la cual se definió finalmente la fijación longitudinal y se adaptó la longitud y la orientación de los tubos exteriores.

5.4. Ensayos de verificación

Debido a tratarse de materiales de bajo coste, no contaban con una hoja de datos adecuada que pudiera respaldar los resultados. Por ello, se decidió obtener el módulo de Young mediante un ensayo a flexión y usando las aproximaciones clásicas de resistencias de materiales. Obteniendo el módulo de Young y

aproximando el coeficiente de Poisson pudimos obtener un modelo lineal aproximado de nuestros materiales. Se usó tanto para el XPS como los tubos de carbono, siendo ambos materiales sometidos principalmente a tracción durante su vida de trabajo.



Ilustración 15. Ensayos de los materiales

Los módulos de Young se calcularon aplicando el Segundo Teorema Mohr:

$$\delta = \frac{PL^3}{3EI}$$

Donde:

- P es el peso aplicado (conocido).
- L la longitud de la barra (conocido).
- E el módulo de Young.
- I el momento de inercia de la sección (calculable).

Calculando el momento de inercia I y midiendo la flecha resultante al aplicar el peso P , podemos obtener fácilmente el Módulo de Young.

5.4.1. Módulo de Young XPS

$$I = \frac{8,5 \cdot 8^3}{12} = 362,6 \text{ cm}^4 \quad (b = 8,5 \text{ cm}, h = 8 \text{ cm})$$

$$E = \frac{PL^3}{3I\delta} = 96,68 \text{ kgf/cm}^2 = 9,504 \text{ MPa}$$

Para $P = 1,578 \text{ kgf}$, $\delta = 0,7 \text{ cm}$ y $L = 36 \text{ cm}$.

5.4.2. Módulo de Young tubo de carbono

$$I = \left(\frac{\pi}{32}\right) \cdot (R_{ext}^4 - R_{int}^4) = \frac{\pi}{32} \cdot (1,2^4 - 1,1^4) = 0,0598 \text{ cm}^4$$

Para: $R_{ext} = 1,2 \text{ cm}$, $R_{int} = 1,1 \text{ cm}$ y $L = 28 \text{ cm}$.

$$E = \frac{PL^3}{3I\delta} = 25,8 \text{ GPa}$$

Calculado a base de distintos alargamientos con diferentes masas.

Otro parámetro al que se le suele dar bastante importancia es el límite elástico, que en este caso no se calculó, ya que los materiales no llegaron a romper en los ensayos, y tampoco llegaron a actuar en su zona plástica (aparentemente que se pudiese observar a simple vista). Siendo así buenas noticias.

5.5. Verificación por MEF

Con el diseño final, se llevó a cabo un análisis por Método de Elementos Finitos, en el que se somete el diseño a la carga sufrida durante el levantamiento por punta. Los resultados fueron satisfactorios, obteniendo una deformación no despreciable, pero soportando las cargas gracias a los refuerzos existentes.

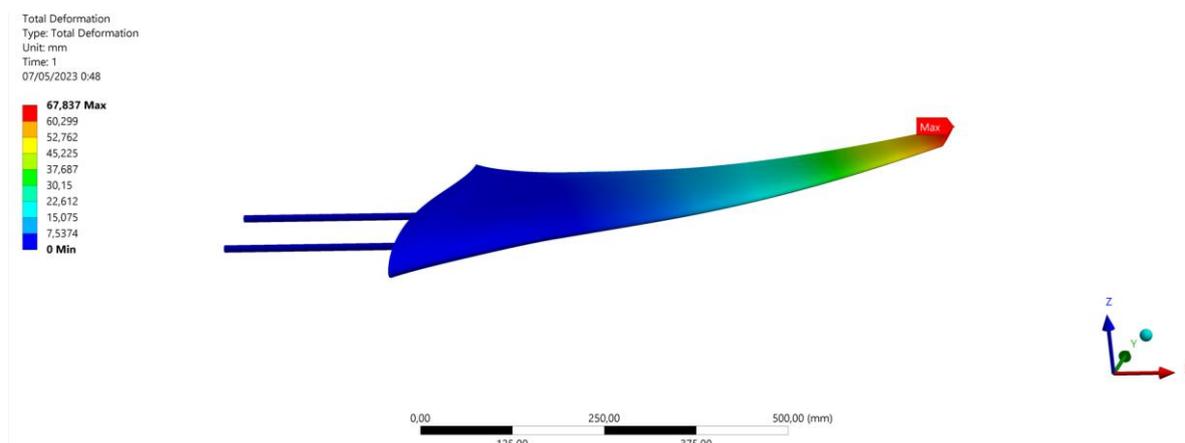


Ilustración 16. Verificación de ensayo 2G: deformaciones

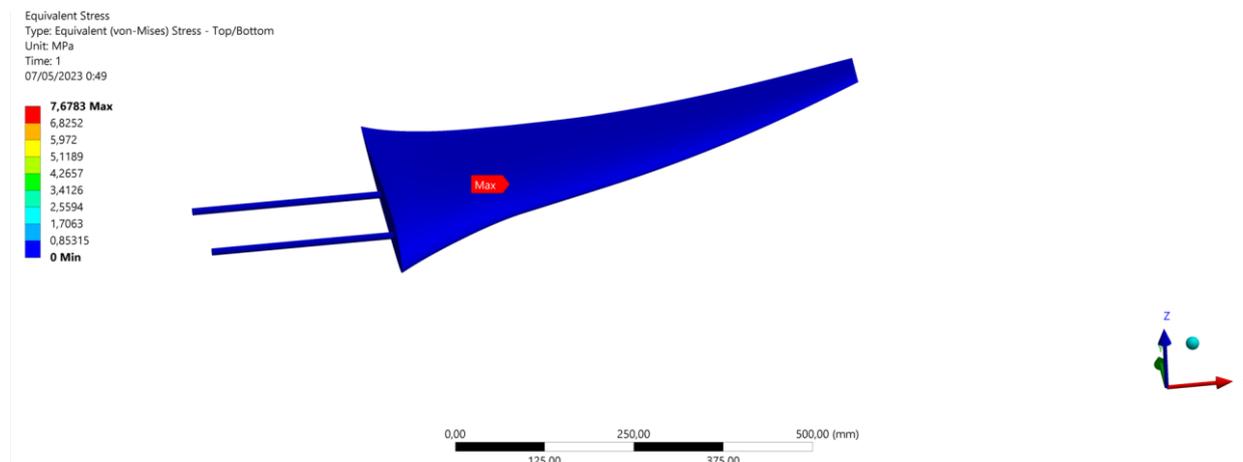


Ilustración 17. Verificación de ensayo 2G: tensiones

5.6. Bancada del motor

El equipo se propuso el diseño de una bancada formada por una pieza fija y otra móvil (o desechable) por diversos motivos.

En primer lugar, para conseguir una unión resiliente y eficaz entre el FOAM y la pieza a diseñar hacía falta una unión adhesiva. Una unión mecánica hubiese añadido complejidad, así como desaprovechado las ventajas que acarrea un fuselaje de FOAM.

En segundo lugar, porque si hubiese un impacto la bancada móvil se podría romper y todavía tendríamos la bancada fija en condiciones óptimas para seguir operando nuestro aeromodelo.

Por último, esta bancada no sólo sirve para fijar y sostener los componentes del motor, sino que también permite ajustar el ángulo del motor y su altura, para conseguir un rendimiento óptimo.

El proceso de diseño comenzó con el dimensionado de la bancada fija, adaptándola a versiones preliminares del fuselaje creado por el departamento de Estructuras. A partir de ahí, se diseñaron unas “lengüetas” que sirviesen para aumentar la superficie de pegado de esta misma pieza.

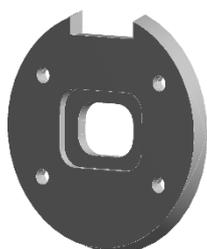


Ilustración 18. Bancada fija del motor

Tras validarse el diseño en software FEM, se procedió a diseñar la parte móvil o desechable. Para llegar a la solución final de la bancada desechable se decidió hacer una simulación del diseño preliminar de la bancada por medio de una optimización topológica. De esta forma, con la solución que obtuviésemos podríamos reducir al máximo (o prácticamente al máximo) la masa de la bancada (es decir, eliminar material para hacerla más ligera), ya que así no estaremos añadiendo masa al aeromodelo y la bancada seguirá cumpliendo sus propósitos de sujeción y resistencia).



Ilustración 19. Bancada final de la aeronave

5.7. Tren de aterrizaje

5.7.1. Tren delantero

El éxito rotundo de las ballestas comerciales de fibra de carbono en la Air Cargo Challenge, así como nuestra pobre 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, ya que de esta forma podíamos permitirnos seleccionar el

tren trasero según nuestras necesidades: ya fuese un patín incorporado en un posible *duct*, una solución personalizada fabricada con impresoras 3D, u otras alternativas.

La unión de este tren de aterrizaje con el fuselaje se ejecuta mediante adhesivo, en una zona mecanizada cuya posición se calculó como se mencionó previamente. Además, tomando como inspiración aviones como el BF-109 y con el fin de aumentar la estabilidad del conjunto, añadimos una cierta inclinación a este tren de aterrizaje respecto a la vertical.

5.7.2. Tren trasero

Para este componente, y debido a las restricciones de tamaño que implica la compra de estas piezas, siendo muy limitadas las ofertas, recurrimos a añadir material bajo el fuselaje con un perfil simétrico y minimizando el área frontal para acomodar la unión. De esta forma, un tornillo pasante completaría la unión entre el tren de aterrizaje y el fuselaje.

5.8. Resultado final

Tras llevar a cabo el proceso anteriormente mencionado, el resultado obtenido es el siguiente.

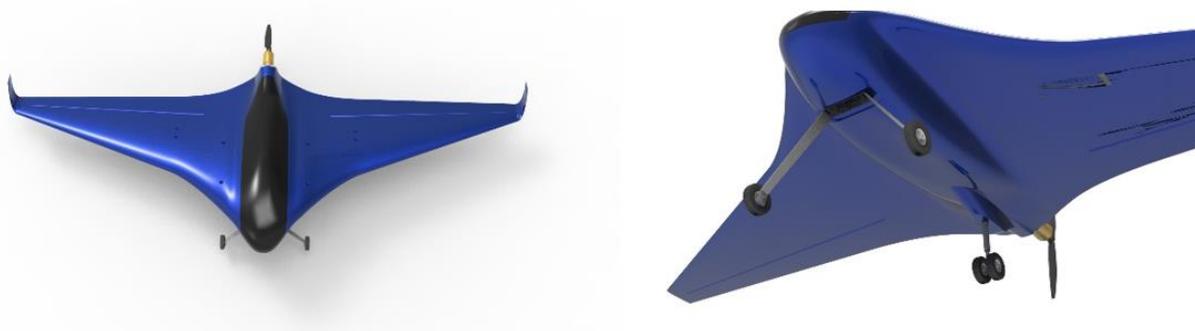


Ilustración 20. Diseño final del MOBULA-0

Pueden verse más imágenes en el Anexo II. Otras imágenes.

6. Electrónica

6.1. Introducción

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.

El esquema electrónico es extremadamente similar al que tendría una aeronave de características similares:

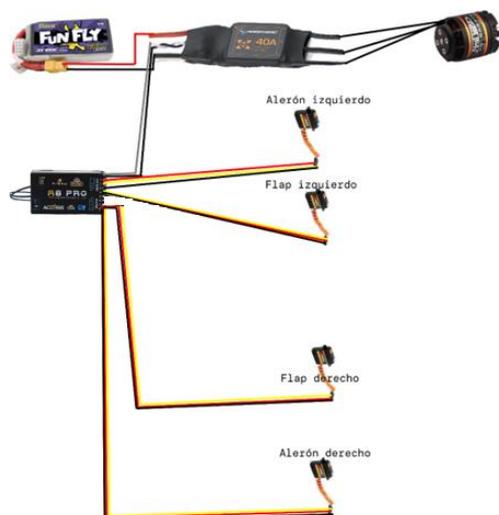


Ilustración 21. Esquema electrónico

6.2. Selección de la batería principal

La batería principal alimenta al motor, por lo que resulta fundamental para el vuelo. Para su elección se debe tener 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:

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

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 1300 mAh
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 22. Batería principal 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 23. 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 24. 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, se ha optado por continuar usando la emisora Taranis X9D.



Ilustración 25. Emisora utilizada

La emisora se ha elegido además por la implementación de OpenTX, siendo especialmente importante para la fácil configuración del control, donde 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. Contamos con la Archer R6.



Ilustración 26. 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”, ya que las superficies de control están compuestas por FOAM. Estos son utilizados comúnmente en aeromodelismo.

6.7.4. Fijación de los servos a la aeronave

Para este fin se han practicado canales en el intradós de las alas que permiten el montaje de servos y cables en las posiciones más convenientes para la aeronave.

7. 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* (centro de gravedad). 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 calcularlo mediante la siguiente fórmula, se obtiene la ubicación del centro de gravedad:

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

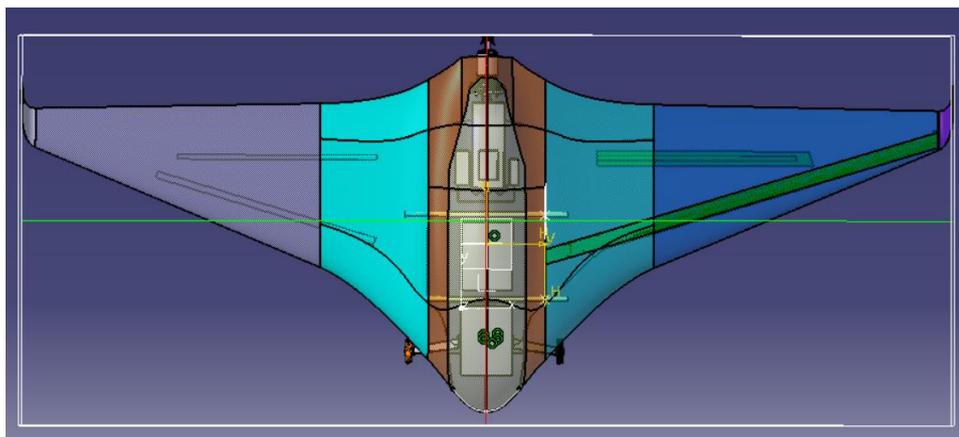


Ilustración 27. Centro de gravedad de la aeronave, en la intersección de la línea verde con la línea roja

8. 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 2 bloques de 2 bolsas, 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 fabricada la aeronave 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 actuación más crítica es el despegue, en la que el cambio de la *payload* puede llegar a modificar su distancia. 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 siguientes 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 0° de ángulo de ataque, 15° de deflexión de *elevons* y 12 m/s de velocidad en pista, se obtiene la siguiente función:

$$MPL(\rho) = 2,754949695 \cdot \rho - 2,211$$

Interpolando la anterior ecuación utilizando MATLAB, se obtiene la siguiente gráfica, representando la densidad del aire en el eje de las abscisas y la carga de pago máxima en el de las ordenadas:

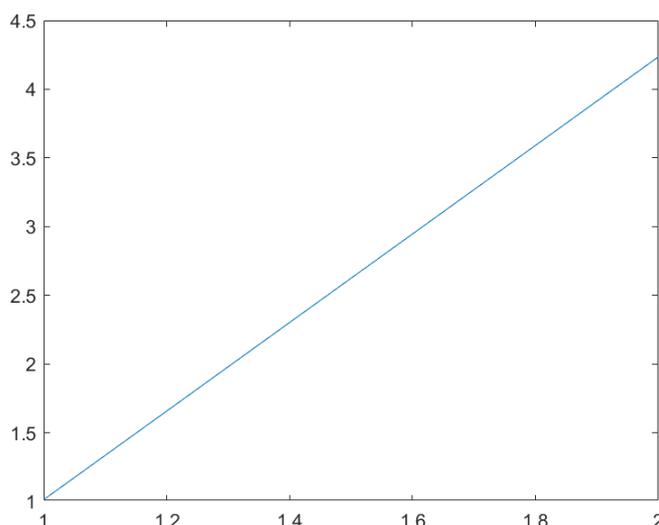


Ilustración 28. Predicción de carga en función de la densidad

9. Conclusiones y aprendizaje

Finalizado el desarrollo completo de la aeronave, UVigo Aerotech Vol.2 cuenta con una aeronave funcional con la que poder participar en el XtraChallenge 2023. El equipo ha podido adquirir una gran experiencia con el diseño de la misma, mejorando sus habilidades en diseño de superficies CAD y simulación CFD, y MEF, dado la complejidad del modelo y, por consecuencia, la dificultad de mallado del mismo.

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

Todos los integrantes del mismo han experimentado un duro periodo en el desarrollo de la aeronave, donde en una etapa demasiado tardía se observó que el modelo, a pesar de entrar en la caja de restricciones dimensionales sin mayor problema, no era el caso con la caja de transporte. Esto supuso un gran esfuerzo entre los miembros para llevar a cabo un rediseño, que conllevó la reducción del 33% de la capacidad de la misma, pero el problema fue solventado en, aproximadamente, una semana. Por consecuencia, trabajo ya realizado como la validación CFD o el análisis estructural no era representante de la nueva realidad, conllevando así a un retraso considerable en el desarrollo de la aeronave y la replanificación de la temporada en lo que a esta aeronave respecta. El anterior diseño puede ser visualizado en el Anexo III.

Por otro lado, MOBULA-0 supuso y supone un reto logístico, pues la integridad de la estructura requiere la colaboración de las empresas patrocinadores, debiendo adaptar la planificación a las capacidades operativas de las mismas. No obstante, la colaboración fue exitosa y gracias al apoyo de ellas la aeronave es se ha convertido en una realidad.

Durante el camino, esta aeronave ha hecho aparecer nuevos obstáculos que no estaban previstos, provocando que llegar a tener un vehículo funcional fuese más complejo de lo previsto. Sin embargo, el equipo ha podido solventar todos los retos que han aparecido, y la experiencia adquirida es muy positiva para el trabajo futuro.

Anexo I. Presupuesto de la aeronave

Elemento	Precio por unidad	Unidades	Total
Emax GT2820 985KV	30.50 €	1	30.50 €
Tren delantero	11.00 €	1	11.00 €
Tren de aterrizaje trasero	12.80 €	1	12.80 €
ESC	14.83 €	1	14.83 €
Receptora	35.50 €	1	35.50 €
Regulador de voltaje	18.99 €	1	18.99 €
Batería principal	17.00 €	1	17.00 €
Batería electrónica	12.00 €	1	12.00 €
Servomotores	7.84 €	4	31.36 €
Hélice	5.20 €	1	5.20 €
Espuma XPS 80mm grosor	10.20 €	6	61.20 €
Vara acero 4mm diámetro	2.99 €	0.1	0.30 €
Tubo de carbono 8mm	5.50 €	0.36	1.98 €
Tubo de carbono 12mm	9.95 €	0.4	3.98 €
Tubo de carbono 10mm	8.40 €	0.62	5.21 €
Perfil de acero 4mm	1.59 €	0.3	0.48 €
Imanes de neodimio	0.17 €	2	0.34 €
Clips en R	0.19 €	4	0.76 €
PLA	14.99 €	0.4	6.00 €
Ruedas	1.00 €	2	2.00 €
Adhesivo para XPS	6.00 €	0.2	1.20 €
Varillas roscadas	0.79 €	1	0.79 €
Rótulas 3*17mm	1.85 €	4	7.40 €
Horn Pin 21x11	3.95 €	0.4	1.58 €
Bisagras de fibra (pack)	1.96 €	1	1.96 €
Tornillos M3	1.83 €	0.24	0.44 €
Tuercas M3	0.48 €	0.48	0.23 €
TOTAL			285.02 €

Anexo II. Otras imágenes



Ilustración 29. Ala interior



Ilustración 30. Ala exterior



Ilustración 31. Vista lateral de la aeronave



Ilustración 32. Vista frontal de la aeronave

Anexo III. Diseño anterior

Este es el diseño que el equipo había desarrollado previamente al inconveniente existente con la caja de transporte.

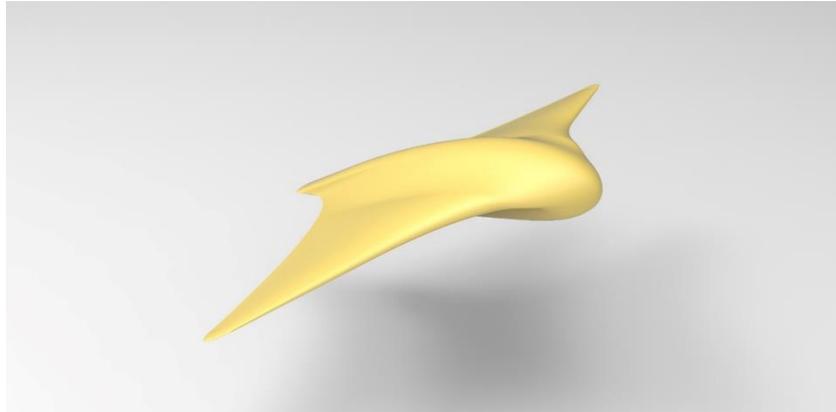
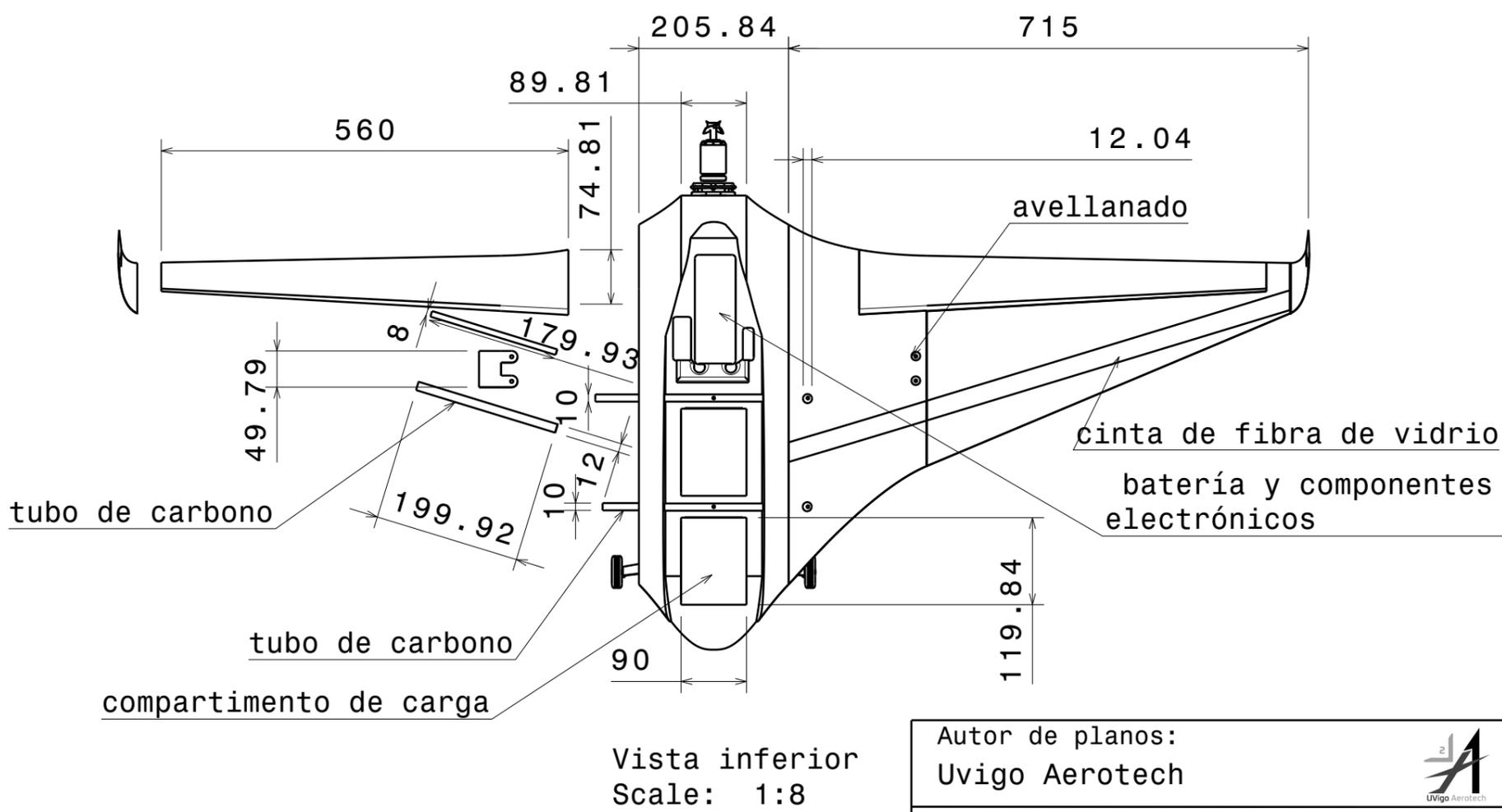
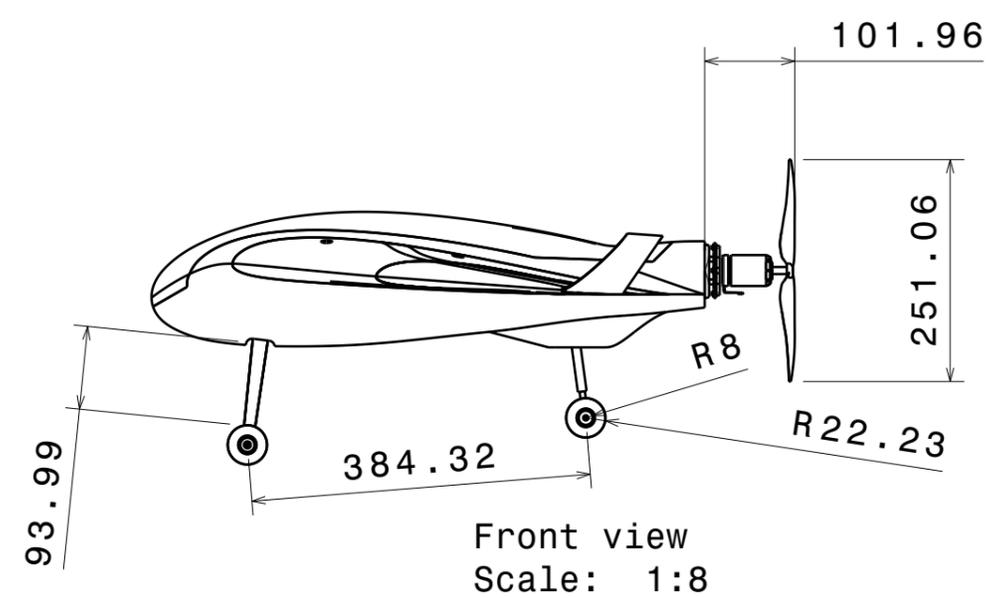
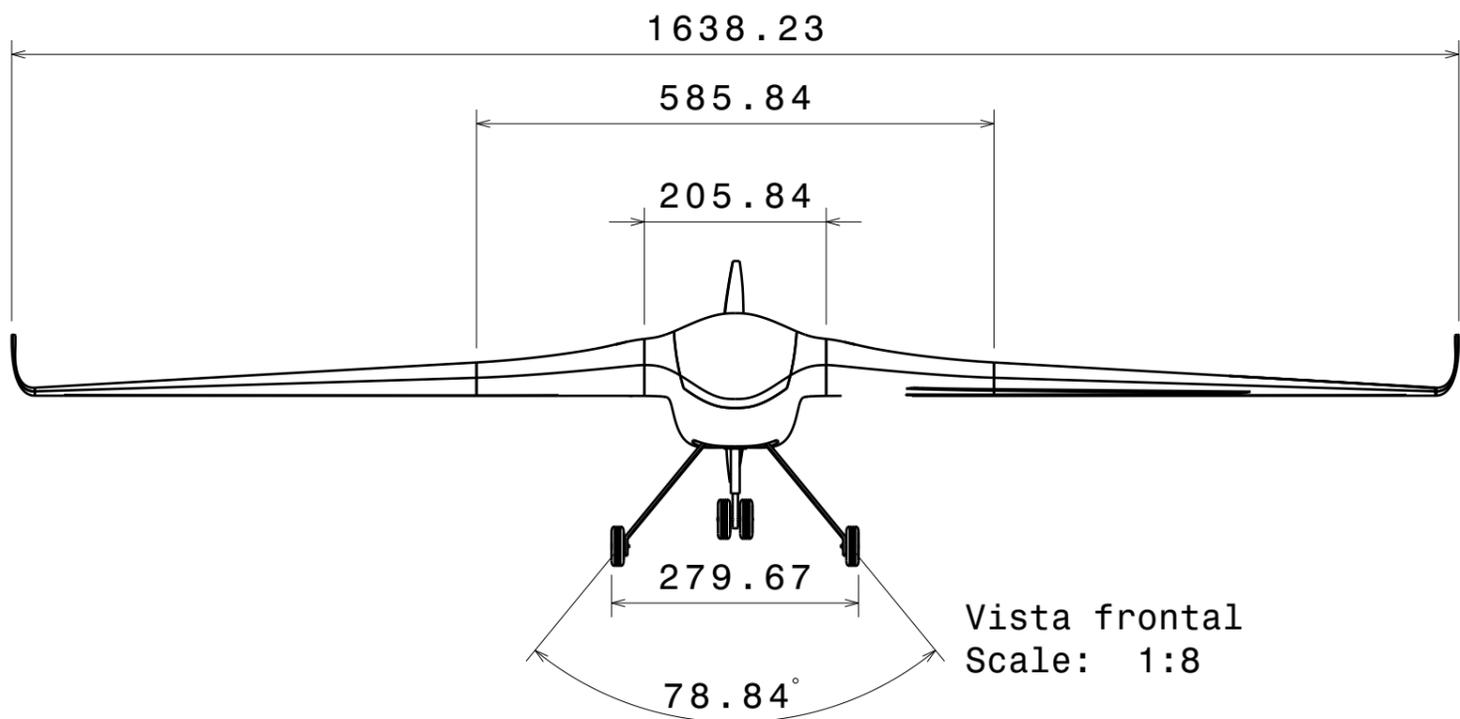


Ilustración 33. Primer diseño de MOBULA-0

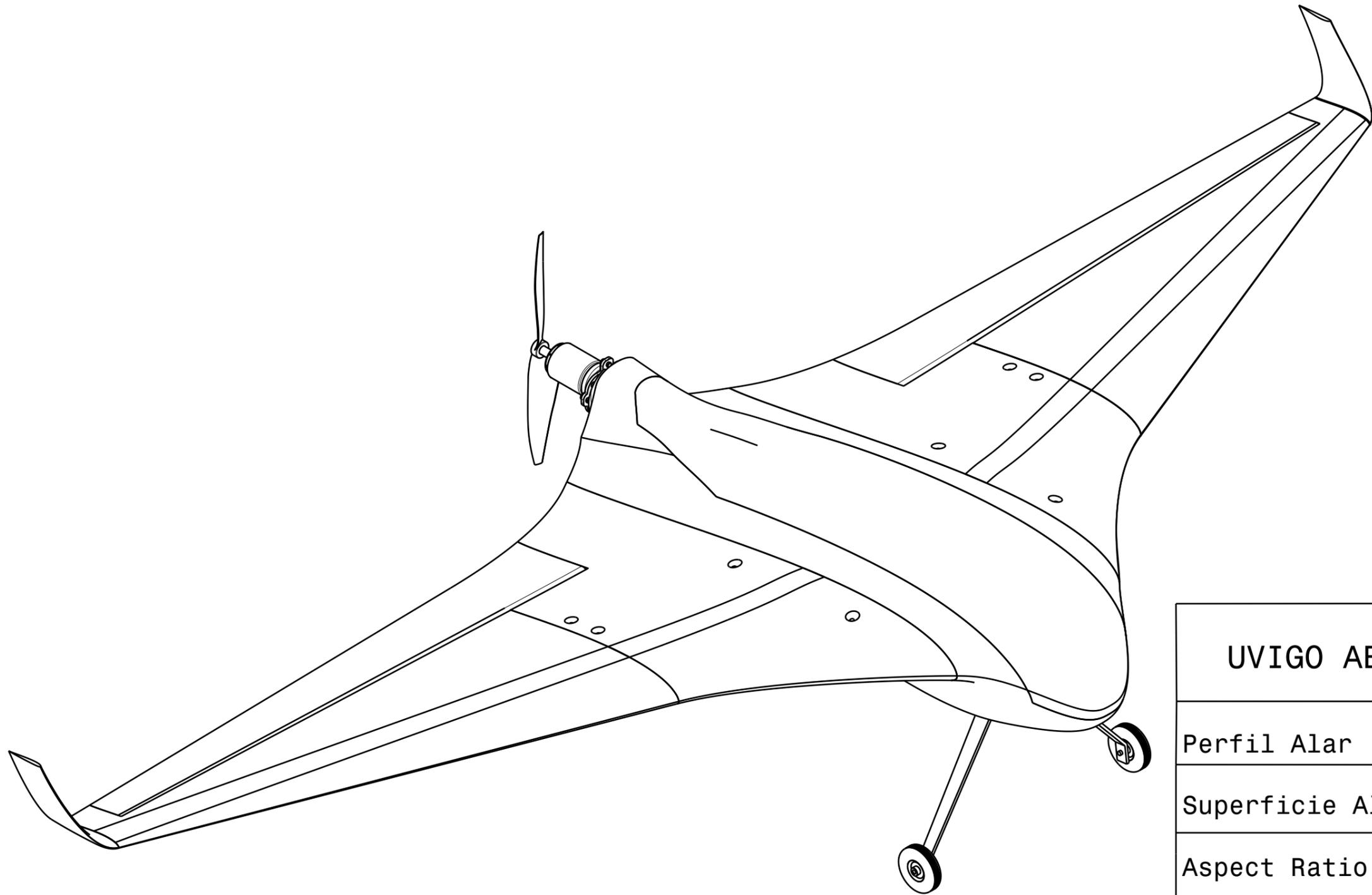


UVIGO AEROTECH Vo1.2			
Perfil Alar	Uvigo Aerotech 25		
Superficie Alar	0.468 m ²		
Aspect Ratio	5.69		
Payload	0.6 Kg		
Designación de la aeronave: MOBULA-0			
Estos planos y diseño son propiedad de UvigoAerotech y la Universidad de Vigo. Creados siguiendo las regulaciones del XtraChallenge 2023.			
TAMAÑO	PLANO Nº		
A3	01		
ESCALA	1:8	MASA(kg)	3.8 Kg
MMGS	HOJA	1/3	

Autor de planos:
Uvigo Aerotech

Validación:
Junta Directiva de Uvigo Aerotech





Vista isométrica
Scale: 1:4

UVIGO AEROTECH Vo1.2

Perfil Alar	Uvigo Aerotech 25
Superficie Alar	0.468 m ²
Aspect Ratio	5.69
Payload	0.6 Kg

Designación de la aeronave: MOBULA-0

Estos planos y diseño son propiedad de UvigoAerotech y la Universidad de Vigo. Creados siguiendo las regulaciones del XtraChallenge 2023.

Autor de planos:
Uvigo Aerotech

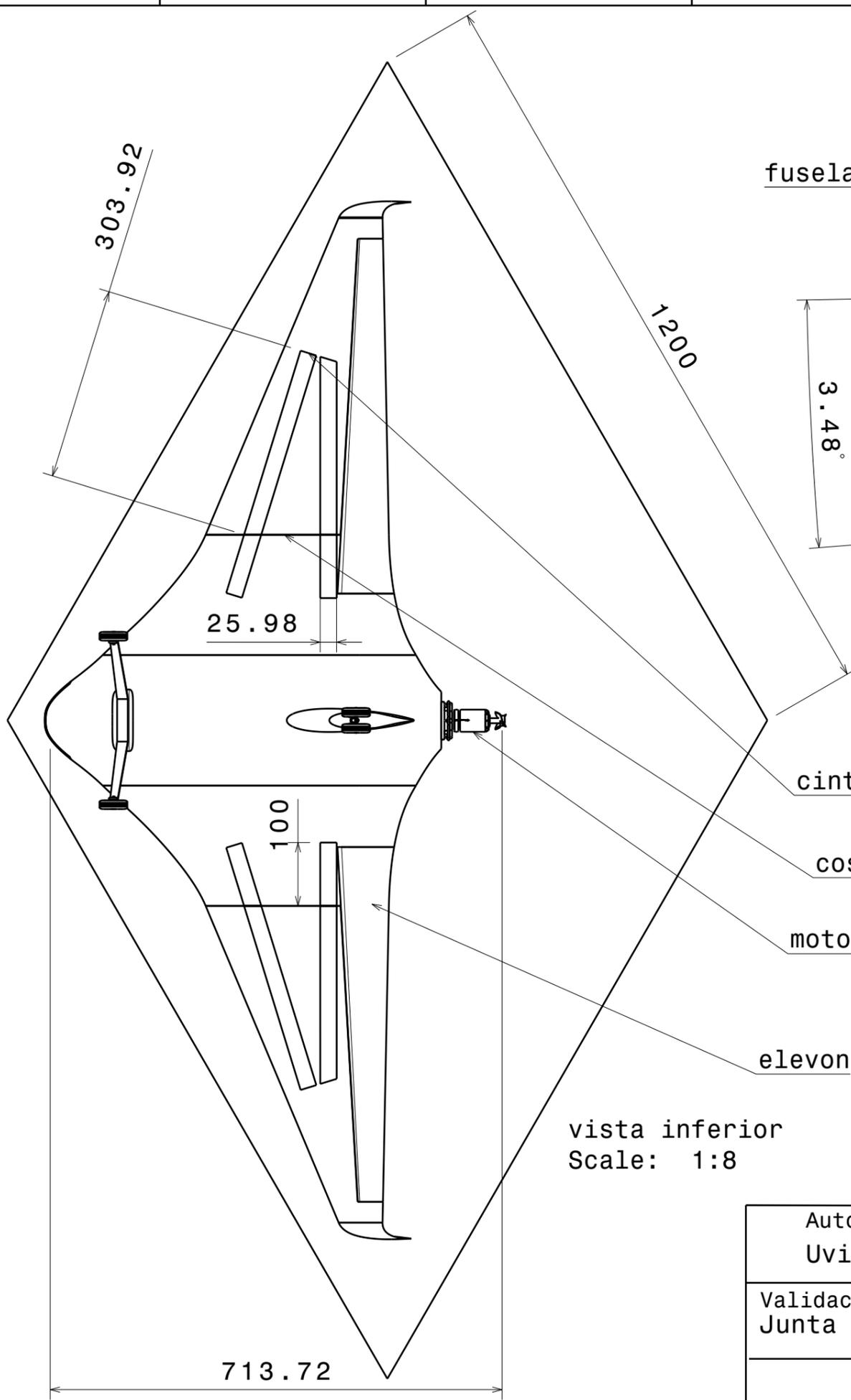


Validación:
Junta Directiva de Uvigo Aerotech

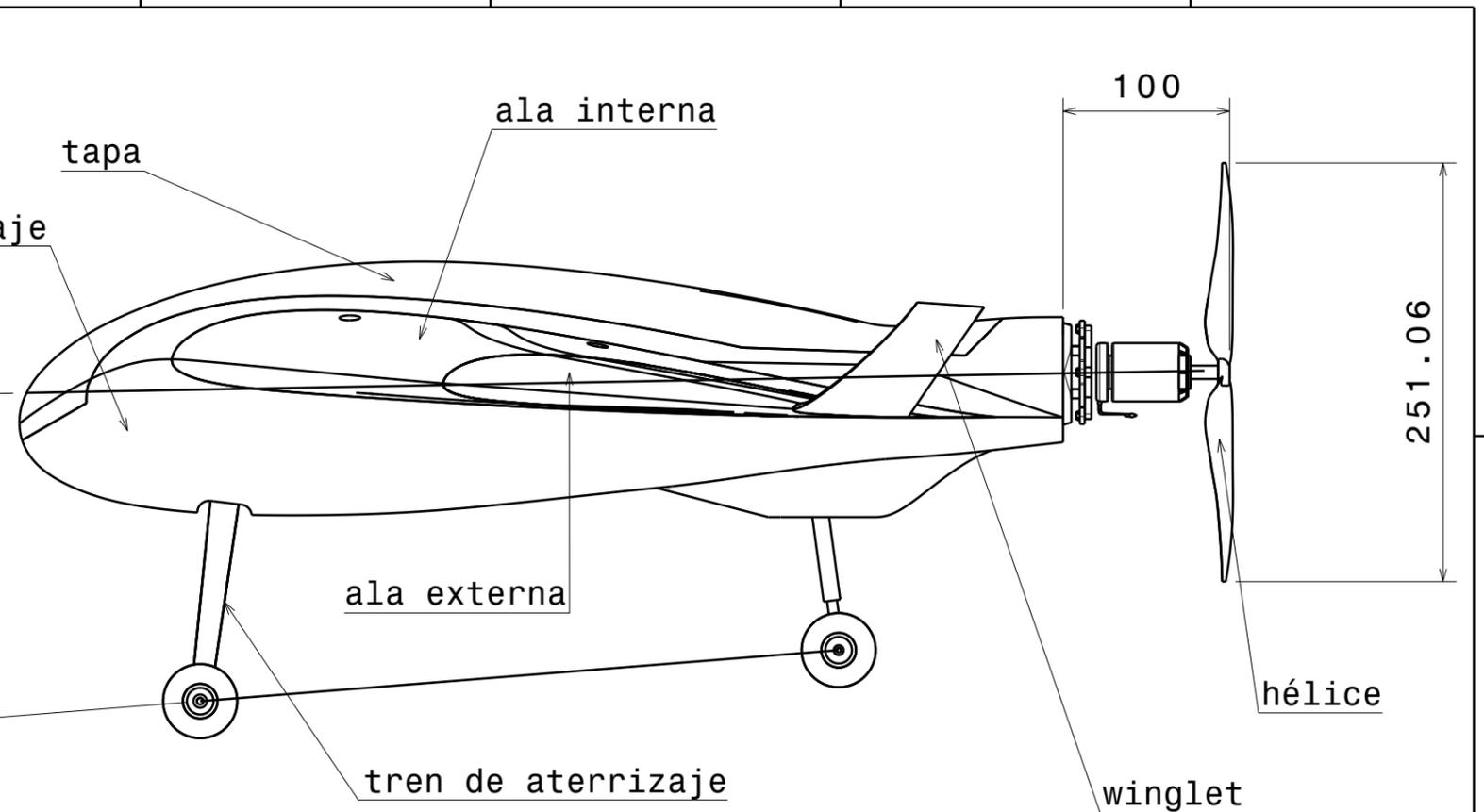
TAMAÑO	PLANO Nº
A3	02

ESCALA	1:4	MASA(kg)	3.8 Kg	MMGS	HOJA	2/3
--------	-----	----------	--------	------	------	-----

H G F E D C B A



vista inferior
Scale: 1:8



vista lateral
Scale: 1:4

UVIGO AEROTECH Vo1.2			
Perfil Alar	Uvigo Aerotech 25		
Superficie Alar	0.468 m ²		
Aspect Ratio	5.69		
Payload	0.6 Kg		
Designación de la aeronave: MOBULA-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		
ESCALA	1:8	MASA(kg)	3.8 Kg
MMGS	HOJA	3/3	

Autor de planos: Uvigo Aerotech	
Validación: Junta Directiva de Uvigo Aerotech	

H G F E D C B A