

Informe Técnico

Equipo 02



UVigo Aerotech

2024



01.07.2024

Índice

1.- Introducción	5
2.- Gestión del proyecto.....	6
2.1. Estructura interna del equipo	6
2.2. Sponsors	7
3.- Diseño Aerodinámico y Modelo de Empuje	8
3.1. Hélice	8
3.2. Diseño Preliminar.....	9
3.2.1. Parámetros Iniciales	9
3.2.2. Carga Alar.....	10
3.3. Diseño del Fuselaje	11
3.3.1 Diseño y Geometría	11
3.4. Diseño Alar	11
3.4.1. Perfil Aerodinámico.....	11
3.4.2. Geometría	12
3.4.3. Wingtip (Diseño de Winglet).....	12
3.5. Diseño del Empenaje.....	13
3.5.1. Perfil Aerodinámico.....	13
3.5.2. Dimensionalización de Diseño	13
3.6. Superficies de Control	14
3.6.1. Flaps	14
3.6.2. Alerones/Spoilers.....	14
3.6.3. Estabilizadores.....	14
3.7. Análisis de estabilidad.....	15
3.7.1. Análisis del Centro de Gravedad.....	15
3.7.2. Análisis xflr5.....	15
3.7.3. Análisis CFD	16
3.8. Parámetros Finales del Aeromodelo.....	16
4.- Diseño Estructural y Fabricación	17
4.1. Diseño Estructural Alar	17
4.1.1. Piel.....	17
4.1.2. Estructura Interna	17
4.1.3. Flap, alerón y wingtip	18
4.2. Diseño Estructural del Fuselaje	18

4.2.1. Cuadernas	18
4.2.2. Larguero	19
4.2.3. Costillas	19
4.2.4. Tubos	19
4.3. Verificación de FEM.....	20
4.4. Uniones.....	22
4.5. Diseño y posicionamiento del tren de aterrizaje	23
5.- Componentes Electrónicos.....	25
5.1. Componentes y Circuitos Electrónicos.....	25
5.3. Sistema del Empenaje	26
5.4. Soporte del motor.....	27
6.- Técnicas de Fabricación	28
6.1. Corte láser	28
6.2. Impresión 3D	28
6.3. Montaje	28
7.- Predicción de Carga de Pago.....	29
8.- Lecciones aprendidas.....	30
9.- Apéndice	31
9.1. Presupuestos	32
9.2. Bibliografía.....	33
10.- Planos.....	34

Tablas

Tabla 1. Valores de potencia eléctrica y mecánica, eficiencia, velocidad angular y torque.....	9
Tabla 2. Parámetros iniciales	9
Tabla 3. Parámetros finales del aeromodelo	16
Tabla 4. Comparación de los resultados con diferentes materiales.....	21
Tabla 5. Presupuesto	32

Figuras

Figura 1. UVigo Aerotech en la temporada 2021-2022.....	5
Figura 2. Organización del equipo	6
Figura 3. Gráfico de Gantt de la organización de nuestro tiempo.....	7
Figura 4. Nuestros patrocinadores	7
Figura 5. Velocidad de vuelo VS Empuje.....	8
Figura 6. Gráfica de distribución de empuje/peso VS velocidad	10
Figura 7. Resultados del cálculo de la carga alar.....	10
Figura 8. Vista de perfil del modelo 3D del fuselaje	11
Figura 9. Perfil aerodinámico mostrado en el ala	12
Figura 10. Geometría del plano alar.....	12
Figura 11. Unión alar.....	17
Figura 12. Pin.....	18
Figura 13. Estructura interna del ala	18
Figura 14. Estructura interna del fuselaje.....	19
Figura 15. Resultados del análisis estructural tras la prueba estática.....	20
Figura 16. Estudio de pandeo de la piel del ala.....	20
Figura 17. Esfuerzo principal de flexión total en la prueba estática	21
Figura 18. Deformación del ala	21
Figura 19. Resultados de la simulación de flexión de la punta del fuselaje.....	22
Figura 20. Unión ala-empenaje.....	23
Figura 21. Unión ala-fuselaje.....	23
Figura 22. Unión empenaje	23
Figura 23. Tren de aterrizaje.....	24
Figura 24. Simulación de ACP.....	25
Figura 25. Conexiones de los componentes	25
Figura 26. Sistema del Empenaje	26
Figura 27. Vista detalle del Sistema del Empenaje.....	26
Figura 28. Soporte del motor.....	27
Figura 29. Corte láser de las costillas	28
Figura 30. Carga de pago máximo VS densidad del aire.....	29

1.- Introducción

UVigo Aerotech es un proyecto estudiantil que tiene como objetivo diseñar, fabricar y construir aeronaves a escala para participar en competiciones universitarias de aeromodelismo tanto a nivel nacional como internacional. Además de ser el único equipo de Galicia que participa en estas competiciones, este año marca el inicio de una nueva iniciativa dentro del equipo: **UVigo Aerotech: Research & Development**. Como su nombre indica, esta iniciativa se centra en la investigación y desarrollo de soluciones tecnológicas en campos diversos como el monitoreo estructural, la vigilancia costera y forestal, así como la asistencia en operaciones de búsqueda y rescate.

La pasada temporada (2022-2023) fue la cuarta del equipo, que lleva más de 3 años permitiendo a estudiantes de carreras como Ingeniería Aeroespacial, Turismo, Ingeniería Informática, Derecho y Administración de Empresas formar parte de un proyecto de ingeniería real.

El proyecto se lanzó en enero de 2020 a propuesta de uno de los profesores de la Escuela de Ingeniería Aeronáutica y del Espacio, Guillermo Rey, quien sugirió crear un equipo de aeronaves a escala con el objetivo de participar en competiciones interuniversitarias, operando de manera similar a otros proyectos de la Universidad de Vigo como UVigo Motorsport. Después de dos años, en julio de 2022, **UVigo Aerotech** participó en la **Air Cargo Challenge 2022** con su primera aeronave fabricada, **CORV-0**, desarrollada íntegramente por estudiantes de la Universidad de Vigo.



Figura 1. UVigo Aerotech en la temporada 2021-2022

2.- Gestión del proyecto

2.1. Estructura interna del equipo

Esta temporada ya se ha convertido en la que más miembros tiene el equipo, sumando un total de 44 personas. Este número también resalta el interés de la comunidad universitaria en nuestro proyecto, involucrando ahora no solo a estudiantes de ingeniería de grado, sino también a estudiantes de máster, como los de Ingeniería Aeronáutica. Además, la incorporación de un proyecto de ingeniería concurrente como **UVigo Aerotech: Research & Development** ha requerido una reestructuración de nuestra organización interna.

Aunque los roles de presidente, tesorero y secretario permanecen sin cambios, la estructura interna del proyecto orientado a la competición 'Air Cargo Challenge 2024' se ha simplificado. Ahora, esta parte del equipo consta de un Líder de Equipo, un Líder Técnico y 4 jefes de departamento en lugar de 5 como en la temporada anterior. Así, la Junta Ejecutiva y sus roles siguen prácticamente iguales, pero los Departamentos Técnicos del equipo ahora son:

- Departamento de Aerodinámica.
- Departamento de Estructuras y Dinámica.
- Departamento de Propulsión y Control.
- Departamento de Organización y Marketing.

Por otro lado, el proyecto de I+D (Investigación y Desarrollo) es supervisado directamente por el Líder de Equipo, y está dividido en 3 sub-departamentos:

- Departamento de Diseño.
- Departamento de Control Autónomo y Reconocimiento.
- Departamento de Propulsión Solar.

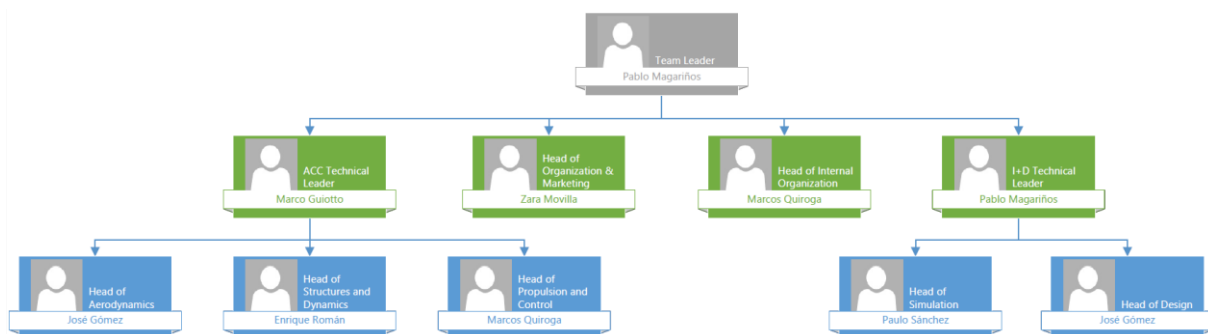


Figura 2. Organización del equipo

El siguiente gráfico muestra cómo hemos planificado esta temporada desde agosto hasta julio:



Figura 3. Gráfico de Gantt de la organización de nuestro tiempo

2.2. Sponsors

Como la mayoría de los proyectos universitarios, UVigo Aerotech no tiene su propio financiamiento. Por eso, gracias al apoyo de nuestros patrocinadores, podemos diseñar y fabricar nuestras aeronaves a escala, así como participar en varias competiciones y eventos. Nuestro equipo tiene un plan de patrocinio que clasifica a los patrocinadores en diferentes niveles (Alfa, Beta, Gamma, Delta) según el acuerdo alcanzado.

En nuestro caso, los patrocinadores no solo nos brindan ayuda financiera, sino también sus servicios, espacio de trabajo y apoyo en nuestros diversos proyectos. Como muestra de agradecimiento, los logotipos de nuestros patrocinadores se exhiben de manera destacada tanto en nuestras aeronaves a escala como en los polos del equipo.



Figura 4. Nuestros patrocinadores

3.- Diseño Aerodinámico y Modelo de Empuje

3.1. Hélice

Con la selección de esta hélice limitada por la normativa, se definió una curva de rendimiento siguiendo dos factores diferentes: un modelo matemático teórico y los datos proporcionados por la herramienta de software eCalc. Las condiciones iniciales se configuraron con un nivel de potencia medio y velocidad sincrónica del ESC. Inicialmente, se notó una notable disparidad entre los valores numéricos obtenidos en eCalc y sus contrapartes teóricas, que eran sustancialmente más bajas. Como resultado, se decidió aumentar tanto la potencia suministrada por la batería como el ESC. Este ajuste acercó los conjuntos de valores entre sí, logrando la convergencia deseada.

Estas variaciones en los parámetros se pueden comprobar en el siguiente gráfico para la hélice 10x6E de APC Propellers:

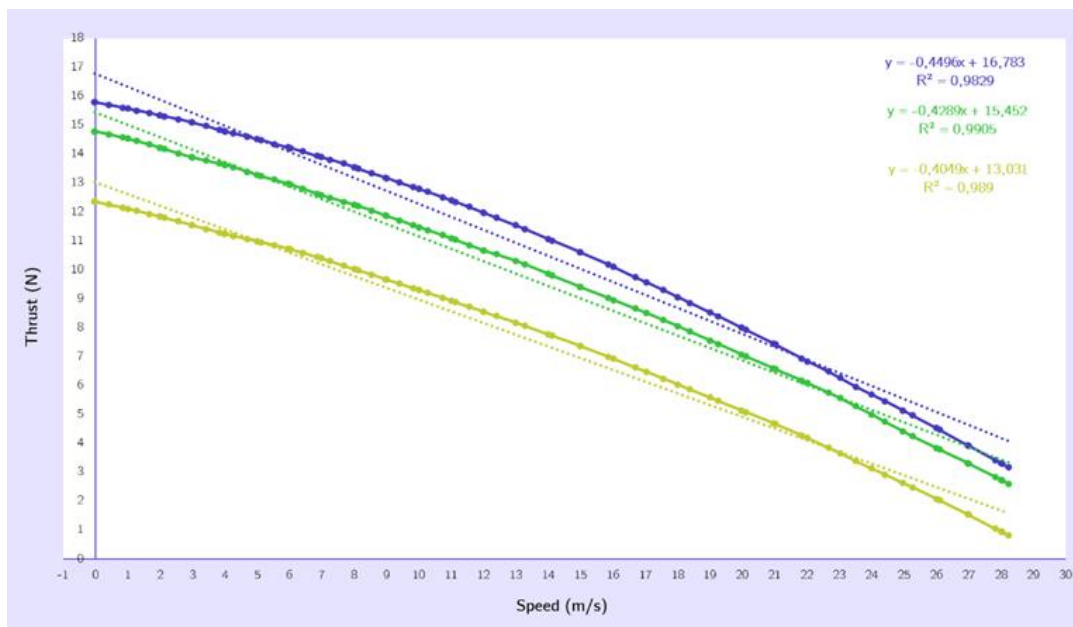


Figura 5. Velocidad de vuelo VS Empuje

La curva azul representa los valores de empuje obtenidos para distintas velocidades de vuelo según nuestro modelo en MATLAB. Por otro lado, en amarillo y verde se representan los valores del modelo de eCalc. En amarillo la configuración de potencia media, y en verde la de potencia alta.

En cuanto a los valores obtenidos de potencia eléctrica y mecánica, eficiencia, velocidad angular y torque, se muestran en la tabla a continuación.

	Teórica	Condición Media	Condición Alta
Potencia Eléctrica (W)	310	206	267
Potencia Mecánica (W)	239	173	227
Eficiencia (%)	77	84	85
Velocidad Angular (rpm)	9786	8747	9570
Torque (Nm)	0.23	0.19	0.23

Tabla 1. Valores de potencia eléctrica y mecánica, eficiencia, velocidad angular y torque

Los valores teóricos mostrados en esta tabla se han obtenido calculando el promedio de una muestra discreta, abarcando toda la gama de velocidades funcionales de la hélice.

Se puede observar que, excepto en el caso de la potencia eléctrica y, por ende, la eficiencia, los valores teóricos y los obtenidos por eCalc para cada parámetro están bastante alineados. La notable disparidad en la potencia eléctrica y la eficiencia podría atribuirse a la falta de consideración del ESC en el modelo matemático. Dada esta discrepancia, se puede decir que los resultados generados por eCalc son lo suficientemente fiables.

3.2. Diseño Preliminar

3.2.1. Parámetros Iniciales

Para obtener los parámetros iniciales para el diseño aerodinámico, se realizó un análisis de la relación Empuje-Peso para la configuración fija de propulsión. Los resultados se presentan en la tabla siguiente:

$C_{L, \max}$	C_{Lg}	$C_{D, \min}$	C_{D0}	C_{Dg}	Masa
1.6	1.2	0.016	0.014	0.207	3.5 (kg)

Tabla 2. Parámetros iniciales

Además, se calcula un área máxima de ala de 0.4402 (m²), lo que resulta en un factor de carga mínimo (W/S) de 77.9986 (N/m²). A continuación, se obtiene la siguiente distribución de (T/W) en relación con la velocidad.

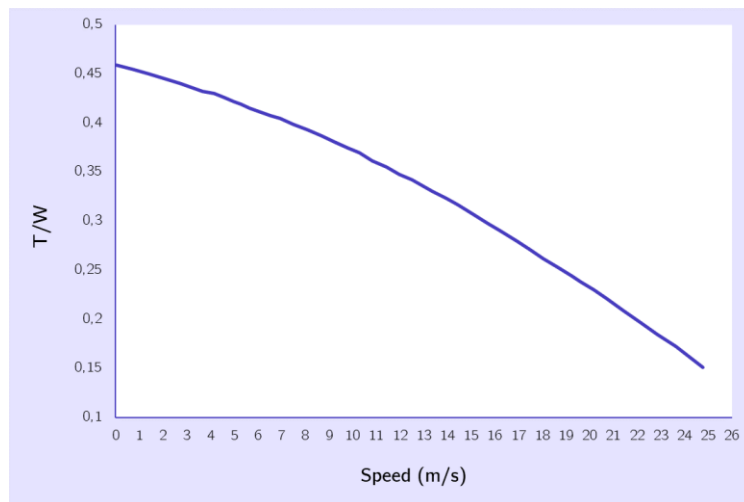


Figura 6. Gráfica de distribución de empuje/peso VS velocidad

3.2.2. Carga Alar

Se realizó un análisis de carga alar para los siguientes escenarios de vuelo:

- Despegue.
- Ascenso/planeo.
- Crucero.
- Giro sostenido.
- Entrada en pérdida.
- Aterrizaje.

De este análisis se obtuvieron los siguientes resultados gráficos, junto con las conclusiones reflejadas a continuación:

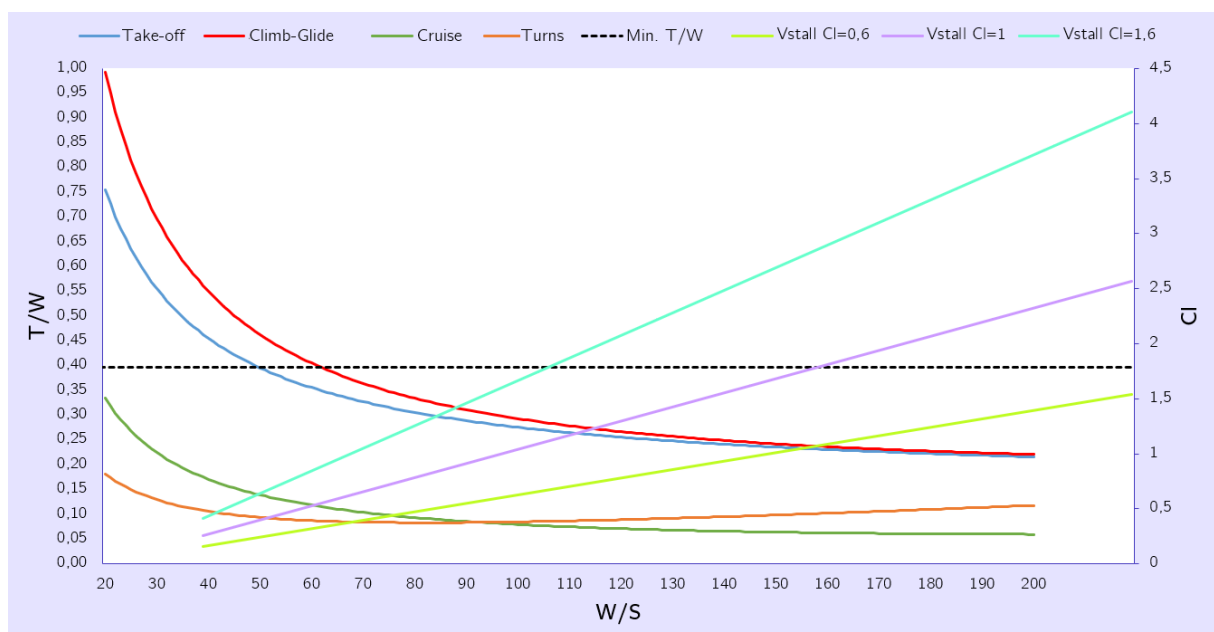


Figura 7. Resultados del cálculo de la carga alar

Para cumplir con todos los requisitos de carga alar y alcanzar condiciones con velocidades de pérdida razonables aplicando un factor de seguridad, sería apropiado un valor alrededor de $100 \text{ (N/m}^2\text{)}$, con un $C_{L, \text{máx}}$ de 1.28 para $C_L = 1$, y un $C_{L, \text{máx}}$ de 0.769 para $C_L = 0.6$.

3.3. Diseño del Fuselaje

3.3.1 Diseño y Geometría

Para el diseño del fuselaje, se realizó un análisis inicial de los componentes que debería albergar, junto con la carga útil, para aproximar una distribución basada en las dimensiones y pesos de cada elemento. Considerando el objetivo inicial de colocar el CG entre $\frac{1}{4}$ and $\frac{1}{3}$ de la cuerda alar, se evitarán las masas en los extremos del fuselaje.

Con estas condiciones iniciales, junto con la adaptación a la configuración de propulsión que presenta el motor montado en la parte trasera, se diseñó un fuselaje con una nariz aerodinámica y contorneada, considerando las dimensiones de la carga útil. La sección posterior también se suavizó de manera continua hasta el borde de fuga para optimizar el flujo de aire más limpio posible hacia la hélice.



Figura 8. Vista de perfil del modelo 3D del fuselaje

Las características geométricas serían las siguientes:

- Dimensiones máximas (longitud x anchura x altura): 525x240x120 (mm)
- Área frontal: 0.024807 (m^2)
- Volumen total del fuselaje: 0.009807 (m^3)

3.4. Diseño Alar

El diseño del ala se llevó a cabo siguiendo los siguientes criterios:

- Maximizar la eficiencia y adaptar el rendimiento al sistema de puntuación de la competencia.
- Maximizar la maniobrabilidad de la aeronave.

3.4.1. Perfil Aerodinámico

El diseño y selección del perfil aerodinámico se realizaron utilizando el software xflr5. Una parte importante del estudio implicó modificar perfiles existentes en nuestra propia base de datos, examinando mejoras potenciales en sus propiedades más favorables a los parámetros iniciales del diseño. De entre todos los perfiles evaluados, se seleccionó aquel que proporciona

los mejores resultados en términos de eficiencia y rendimiento para nuestro caso, como se muestra en la siguiente imagen:

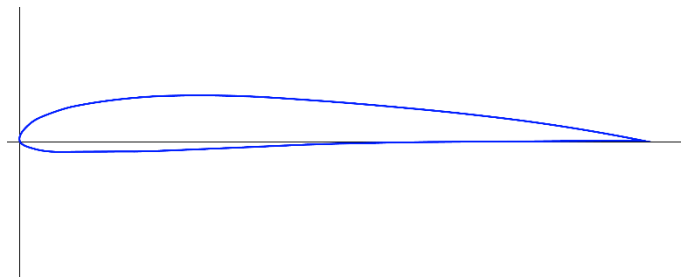


Figura 9. Perfil aerodinámico mostrado en el ala

3.4.2. Geometría

Para la geometría del ala, se exploraron varias configuraciones de planta alar. Entre ellas, algunas han sido estudiadas en diferentes configuraciones utilizando xflr5. La configuración que mejor cumplió con los requisitos de diseño y produjo los resultados más eficientes fue finalmente seleccionada y se muestra en la imagen a continuación:



Figura 10. Geometría del plano alar

Como se puede observar, hemos diseñado una configuración con una primera sección recta y una segunda sección trapezoidal, con un barrido constante del borde de ataque.

Las características principales de este ala son:

- Envergadura (ala completa): 0.91 (m)
- Cuerda en la raíz: 0.23 (m)
- Cuerda aerodinámica media: 0.21 (m)
- Aspect ratio: 9.10
- Taper ratio: 0.48
- Área del ala (A_w): 0.36 (m²)

3.4.3. Wingtip (Diseño de Winglet)

Para minimizar la resistencia generada por los vórtices en las puntas del ala, se estudió la implementación de un winglet, considerando varias configuraciones posibles para su fabricación. La elección se basó únicamente en el criterio de mejorar la eficiencia aerodinámica del modelo, lo que nos llevó a determinar que un winglet tipo raked ofrece la configuración óptima.

3.5. Diseño del Empenaje

Teniendo en cuenta la ubicación del motor, el diseño de la cola se establece inicialmente con una configuración en V invertida para mitigar los efectos de turbulencia de la hélice. Esta configuración tiene como objetivo minimizar la rotación inducida, asegurando así la estabilidad del avión.

3.5.1. Perfil Aerodinámico

Basándonos en la configuración de la cola, se decide utilizar un perfil aerodinámico simétrico. Se realizó un estudio con varios perfiles, y se determinó que el perfil **NACA 0008** es la elección óptima. Además, este perfil ofrece suficiente espacio para alojar el mecanismo de superficie de control sin comprometer la aerodinámica.

3.5.2. Dimensionalización de Diseño

Se realiza un dimensionamiento inicial para una configuración convencional, ajustada posteriormente según las proyecciones verticales y horizontales. Todo el proceso se basa en documentos de la **Universidad Politécnica de Madrid**, y de la **Universidad Técnica de Múnich**.

Se realiza una estimación del centro de gravedad (CG) para una posición en el cuarto de cuerda ($\frac{c}{4}$). Esto se logra aplicando las siguientes fórmulas para el dimensionamiento horizontal (h) y vertical (v), respectivamente:

$$\begin{array}{l|l} A_h = \frac{V_h \cdot A_w \cdot MAC}{l_h} & A_v = \frac{V_v \cdot A_w \cdot b}{l_h} \\ \text{Ancho}_h = \sqrt{\frac{A_h}{3.5}} & \text{Ancho}_v = \sqrt{\frac{A_v}{3.5}} \\ \text{Largo}_h = \text{Ancho}_h \cdot 3.5 & \text{Largo}_v = \text{Ancho}_v \cdot 3.5 \end{array}$$

Mediante esas ecuaciones, se obtienen los siguientes resultados:

- Área horizontal del estabilizador (A_h): 0.204 (m²)
- Área vertical del estabilizador (A_v): 0.126 (m²)
- Ancho del estabilizador horizontal (Ancho_h): 0.241 (m)
- Ancho del estabilizador vertical (Ancho_v): 0.189 (m)
- Largo del estabilizador horizontal (Largo_h): 0.844 (m)
- Largo del estabilizador vertical (Largo_v): 0.663 (m)

Finalmente, se calcula el ángulo de inclinación que tendrá el empenaje utilizando la siguiente fórmula: $\theta = \tan^{-1} \left(\sqrt{\frac{A_h}{A_v}} \right) = 38.16^\circ$

Después de realizar simulaciones de estabilidad en **xflr5**, se establece un diseño final del empenaje que presenta un área total proyectada de 0.15 (m²) en planta, una Cuerda Aerodinámica Media (MAC) de 0.19 (m) y una envergadura proyectada de 0.63 (m). La geometría está configurada con una forma trapezoidal, con una cuerda que aumenta

progresivamente desde la raíz hasta la base del empenaje, asegurando una mayor superficie expuesta a un flujo de aire limpio.

3.6. Superficies de Control

3.6.1. Flaps

Se examina la implementación de diferentes tipos de flaps considerando la configuración de la aeronave, junto con la posibilidad de omitirlos por completo. Después de analizar varias configuraciones en **xflr5**, se seleccionó una configuración convencional de flaps con deflexión de hasta 20° en intervalos de 10° . Esta decisión se alinea con los criterios de diseño observados en otros aviones con alas trapezoidales, estableciendo un área de flap equivalente al 15% del área del semi-ala.

Al incorporar este dispositivo, se logra un aumento máximo del 35% en la sustentación durante la fase de despegue, bajo condiciones de 12 a 15 (m/s) y un ángulo de ataque (AoA) de 5° . Los resultados cuantitativos son los siguientes:

- Despegue (12 (m/s) flaps 20° , AoA 5°): 35 (N)
- Despegue (15 (m/s) flaps 20° , AoA 5°): 41 (N)
- Ascenso/Aproximación (15 (m/s) without flaps, AoA 10°): 44 (N)
- Ascenso/Aproximación (15 (m/s) flaps 20° , AoA 10°): 56 (N)

Junto con los datos de propulsión, se establecen los siguientes valores para la configuración final que se operará bajo condiciones normales:

- $V_{\text{Despegue}} = 15$ (m/s)
- $C_{L\text{Despegue}} = 0.97$
- Distancia de despegue = 30 (m)
- AoA = 5°
- Deflexión = 20°

3.6.2. Alerones/Spoilers

El dimensionamiento de los alerones se realiza bajo los siguientes criterios:

- La superficie de cada alerón será $\sim 10\%$ de la superficie de cada semi-ala.
- La cuerda del alerón será alrededor del 25% de la cuerda del ala.
- La longitud máxima será del 50% del semi-ala.

Teniendo en cuenta esto, se dimensionan los alerones y se realiza un análisis de su comportamiento. El diseño final de los alerones tiene un área de superficie de 0.016 (m²) cada uno, con una deflexión simétrica en una proporción de 1:1. Los resultados de un examen de momentos de torsión confirman deflexiones máximas establecidas en 25° en cada dirección.

3.6.3. Estabilizadores

El dimensionamiento de estas superficies se realiza utilizando métodos analíticos, seguido de verificación mediante Dinámica de Fluidos Computacional (CFD). Se calcula el punto neutro,

junto con la deflexión mínima, determinando así el límite del CG para la operación de la aeronave. Los siguientes resultados se obtienen una vez que el diseño ha sido verificado:

- Área de la superficie de control: ~75% del área total del empenaje.
- Maximum deflection (critical): [+30°, -30°]
- Deflexiones en vuelo: [+20°, -20°]

3.7. Análisis de estabilidad

Para el análisis de estabilidad, se utilizan las siguientes fórmulas de mecánica de vuelo desarrolladas en **MATLAB**, incorporando coeficientes derivados previamente de los resultados de simulaciones de CFD sobre las diversas deflexiones de las superficies de control y dispositivos de alta sustentación:

$$C_{mA} = C_{m0} + C_{m\alpha} \cdot \alpha_{wb} + C_{m\delta_e} \cdot \delta_e$$

$$C_L = C_{L0} + C_{L\beta} \cdot \beta + C_{L\delta_a} \cdot \delta_a + C_{L\delta_r} \cdot \delta_r$$

$$C_n = C_{n0} + C_{n\beta} \cdot \beta + C_{n\delta_a} \cdot \delta_a + C_{n\delta_r} \cdot \delta_r$$

3.7.1. Análisis del Centro de Gravedad

Se realiza un cálculo del Centro de Gravedad considerando las distribuciones de los componentes y tratándolos como masas puntuales. Esto se modela en **xflr5**, y se calcula extensamente el punto neutro de la aeronave para escenarios tanto de carga vacía como de carga máxima. Las posiciones resultantes del Centro de Gravedad con respecto a la cuerda en la raíz son las siguientes:

- $\frac{x}{c} = 0.4565$ en carga máxima at 105 (mm) desde el borde de ataque.
- $\frac{x}{c} = 0.6522$ en vacío at 150 (mm) desde el borde de ataque.

3.7.2. Análisis xflr5

Los resultados obtenidos en **MATLAB** se comparan con un análisis de estabilidad en **xflr5**.

Escenarios extremos para la aeronave en configuraciones de carga vacía y carga máxima:

- En ausencia de influencias externas, se logra un $C_{mA} = 0$ con un ángulo de ataque de 1.35° y una velocidad de 17.5 (m/s), correspondiente al vuelo de crucero sin deflexiones de superficies de control. **La pendiente de C_m versus Alpha (α) mantiene una tendencia negativa.**
- En carga máxima, se logra un $C_{mA} = 0$ con un ángulo de ataque de -0.37° y una velocidad de 24.4 (m/s), correspondiente al vuelo de crucero sin deflexiones de superficies de control. **La pendiente de C_m versus Alpha (α) tiene tendencia negativa.**

En ambos casos extremos, el avión muestra estabilidad horizontal, ya que puede regresar a su posición de equilibrio longitudinal después de una perturbación, como lo demuestra la pendiente negativa de $C_m - \text{Alpha}$. Confirmándose al calcular la posición del punto neutro de

nuestra aeronave en los escenarios previos, proporcionando valores para el margen de estabilidad entre 0.33 y 0.54 respectivamente.

Además, se verifica la condición de estabilidad lateral, especialmente durante condiciones de viento lateral. Esto se atribuye a la pendiente negativa del momento de balanceo frente a C_L y a la pendiente positiva de los momentos de guiñada frente a C_n .

3.7.3. Análisis CFD

Uno de los análisis principales realizados utilizando Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) es la evaluación frente a ráfagas perpendiculares de viento cruzado de 10 (m/s), una condición crítica para la competición. Esta evaluación revela un momento negativo en el eje Z de la aeronave, lo que aumenta el ángulo de planeo. Para abordar esta situación, se utilizan los estabilizadores para mantener el rumbo deseado. Este análisis se realiza tanto para condiciones de ascenso como de crucero.

3.8. Parámetros Finales del Aeromodelo

Velocidades	Velocidad de Crucero	25 (m/s)
	Velocidad Máxima	27 (m/s)
	Velocidad de Pérdida	11 (m/s)
	Velocidad de Despegue	15 (m/s)
Performance de la aeronave	Grado máximo de Giro	56.3°
	Factor de Carga	1.5
	Velocidad de ascenso	1.8 (m/s)
	Resistencia total en crucero	4.5 (N)
	Eficiencia máxima	14.6
Ala (en crucero)	C_L	0.2916
	C_D	0.0205

Tabla 3. Parámetros finales del aeromodelo

4.- Diseño Estructural y Fabricación

4.1. Diseño Estructural Alar

Debido a restricciones dimensionales, cada semi-ala consta de dos partes: una sección central rectangular y una sección trapezoidal donde se coloca la punta del ala.

4.1.1. Piel

Para garantizar la integridad estructural, la elección del recubrimiento es crucial. Toda la estructura se vinilará con plástico termorretráctil.

El recubrimiento presenta variaciones en la superficie para facilitar la fijación del tubo del empenaje al ala, y está dividido en secciones correspondientes a los componentes de cada semi-ala y a las superficies de curvatura superior e inferior.

4.1.2. Estructura Interna

Para el diseño de la estructura interna del ala, se consideraron diferentes factores limitantes que establecieron los parámetros para el resto del diseño.

Cada semi-ala está compuesta por doce costillas, siete de las cuales se encuentran en la primera sección y cinco en la segunda. Las costillas 1 a 4 y la 10 están recortadas ya que se alinean con las superficies de control (flap y alerón, respectivamente). Las costillas 7 y 8 están unidas para optimizar la conexión entre las dos partes del semi-ala. Estas costillas están estratégicamente posicionadas para mejorar la rigidez en áreas críticas, incluyendo la costilla raíz, las costillas de interconexión y aquellas adyacentes a las superficies de control.

Cada semi-ala también consta de tres largueros, dos en la primera sección y uno en la segunda. Además de mejorar la rigidez y la estabilidad, los largueros en la primera parte también están configurados para funcionar como conexiones con el tubo del empenaje.

Para unir las dos partes del semi-ala, se han incorporado dos varillas a la segunda parte: una hasta la costilla final, que también aumenta la rigidez y la estabilidad de este segmento, y la otra hasta la novena costilla. Estas varillas se insertan en dos tubos en la primera sección del semi-ala, que van desde la sexta hasta la séptima costilla.

Finalmente, se han instalado dos tubos en la base del semi-ala, hasta la segunda costilla, para establecer una conexión entre el ala y el fuselaje.

En cuanto a los materiales, nuestro enfoque gira en torno a las costillas y los largueros cortados en madera de 3 y 5 (mm).

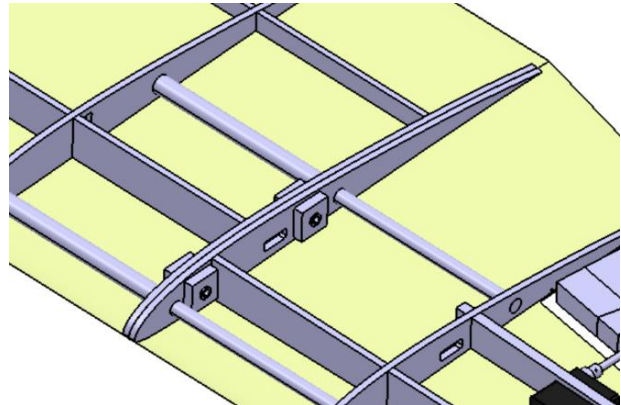
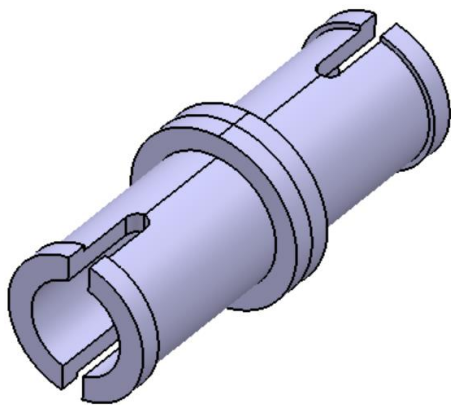


Figura 12. Pin

4.1.3. Flap, alerón y wingtip

El flap, el alerón y el wingtip están impresos en 3D para asegurar su integridad y resistencia. Los wingtips del ala se fijarán a la última costilla de cada semi-ala.

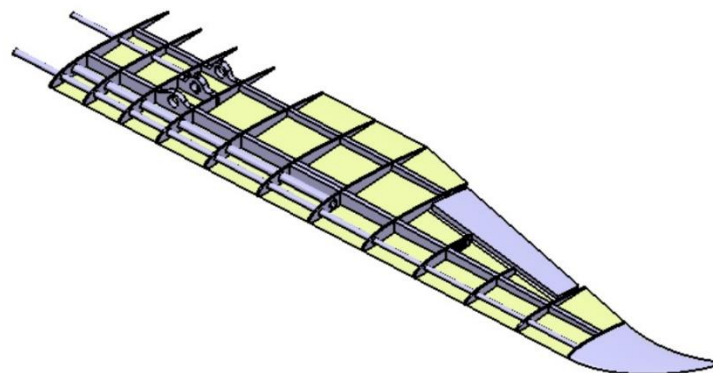


Figura 13. Estructura interna del ala

4.2. Diseño Estructural del Fuselaje

El diseño del fuselaje se compone principalmente de dos elementos presentes en la mayoría de las estructuras de aeronaves: largueros y marcos, además de costillas y tubos.

4.2.1. Cuadernas

Su función estructural principal, junto con la piel del ala, es proporcionar rigidez torsional al armazón. Además, contribuyen a dar forma al avión, con componentes específicos que sirven de soporte fundamental para características como el tren de aterrizaje o la bahía de carga. En el avión hemos incorporado 8 cuadernas. Las cuadernas segunda, tercera y cuarta tienen la parte superior abierta para facilitar el acceso a la bahía de carga. Se han incluido muescas en las cuadernas tercera, cuarta y quinta para acomodar la bandeja de carga. La octava cuaderna, actuando como placa base, añade soporte estructural.

4.2.2. Larguero

En nuestra aeronave, los largueros tienen como objetivo resistir las fuerzas de flexión a lo largo del eje transversal. Para la sección inferior, decidimos incluir 5 largueros radiales. Sin embargo, la disposición de los largueros en la parte superior resultó ser un desafío debido a la complejidad del diseño, especialmente considerando la geometría del dron y el acceso a la bodega de carga. Para abordar esto, decidimos incorporar un larguero vertical centrado en el eje del cuerpo, desde el octavo marco hasta el sexto. Luego, posicionamos los otros dos largueros verticales lateralmente, extendiéndolos desde el séptimo hasta el cuarto marco.

4.2.3. Costillas

Una de las características de nuestro modelo de aeronave es la transición suave entre el fuselaje y las alas. Debido a esto, es necesario instalar costillas en nuestro fuselaje. En nuestro caso, colocamos un par en cada lado. Las costillas externas se ubican en los puntos de sujeción del ala, con el objetivo de cubrir el cuerpo principal y reforzar esa región contra tensiones significativas.

4.2.4. Tubos

Dos tubos atraviesan el fuselaje de un lado a otro, sirviendo como puntos de montaje para las alas. Estos tubos se alinean con las aberturas en las costillas y los dos largueros verticales laterales, asegurados firmemente en su lugar con resina para garantizar la integridad estructural.

Los marcos, largueros y costillas están entrelazados mediante muescas especialmente diseñadas, asegurando un ajuste preciso, y luego se unen con adhesivo, como Araldite o Loctite, para añadir resistencia y estabilidad. En cuanto a los materiales de los marcos y largueros del fuselaje, disponemos de las mismas opciones que para las alas.

Nuestro compartimiento de carga consta de una bandeja hexagonal construida con contrachapado de 3 (mm) de grosor. Contiene 10 orificios destinados al transporte de la carga útil, que se asegurará dentro de los marcos. El diseño fue específicamente diseñado para permitir que la bandeja se mueva a lo largo del eje longitudinal del avión. Esta funcionalidad facilita la carga y descarga conveniente de la carga útil, así como la capacidad de posicionarla de manera óptima para el vuelo.

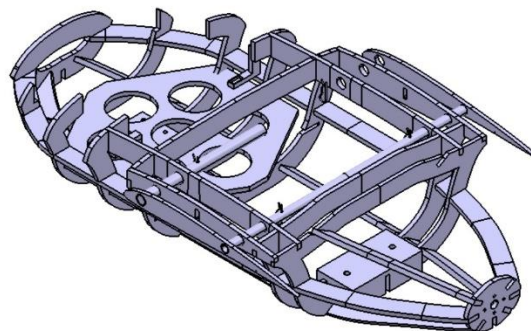


Figura 14. Estructura interna del fuselaje

4.3. Verificación de FEM

Se ha utilizado una herramienta de simulación por elementos finitos para verificar la integridad estructural del avión. Dada la complejidad de medir deflexiones en vuelo para correlacionar los resultados del MEF con la realidad, optamos por una simulación principal que consiste en levantar el avión por las puntas de las alas. Esta prueba estática asegura la aeronavegabilidad del avión antes de que comiencen las operaciones de vuelo.

Las simulaciones han sido la principal fuente de información para el diseño iterativo de la estructura.

Inicialmente, la simulación se centró en la estructura alar de la primera sección. Los resultados del análisis estructural después de la prueba estática fueron favorables, siendo la zona del enchufe la más estresada, especialmente debido al concentrador de tensiones inducido por la unión del tubo del empenaje. Mantener un factor de seguridad superior a 1.5 ha sido consistentemente el objetivo, especialmente considerando que la primera sección experimenta las mayores demandas tanto del momento aerodinámico de flexión del ala como del par inducido por el empenaje.

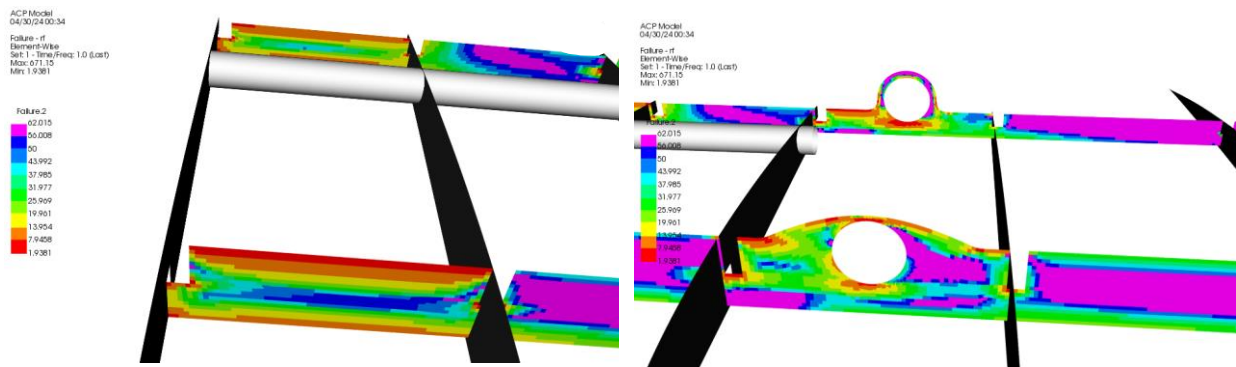


Figura 15. Resultados del análisis estructural tras la prueba estática.

Se realizó un estudio para seleccionar el número de costillas y su espaciado, enfocado en el pandeo de la piel del ala, cuyos resultados indicaron que el primer modo de pandeo ocurre fuera del sobre de vuelo del avión.

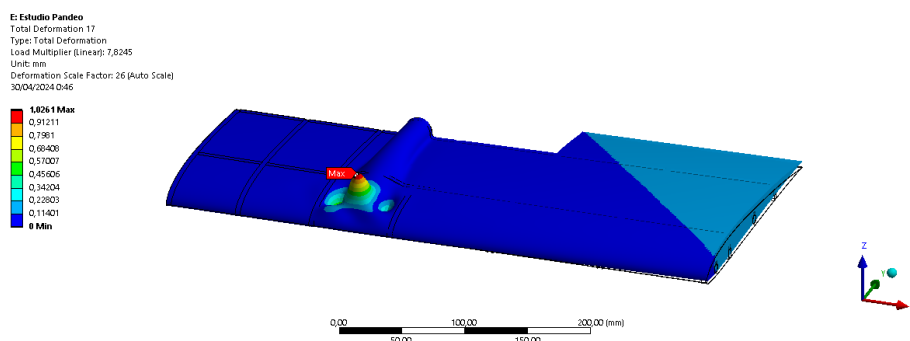


Figura 16. Estudio de pandeo de la piel del ala

La deflexión total por flexión en la prueba estática se estima en aproximadamente un 0.4% de la envergadura total.

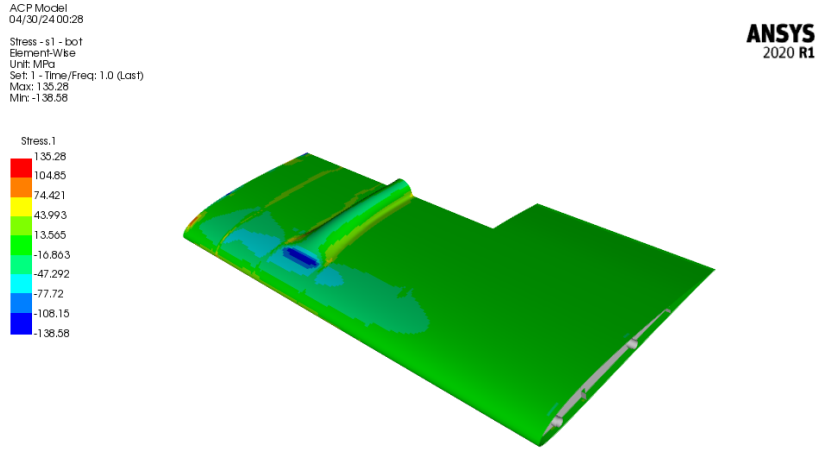


Figura 17. Esfuerzo principal de flexión total en la prueba estática

Aplicando la misma metodología, se realizaron simulaciones para las otras dos estructuras alares, a saber, las estructuras internas de madera y aluminio, arrojando los siguientes resultados:

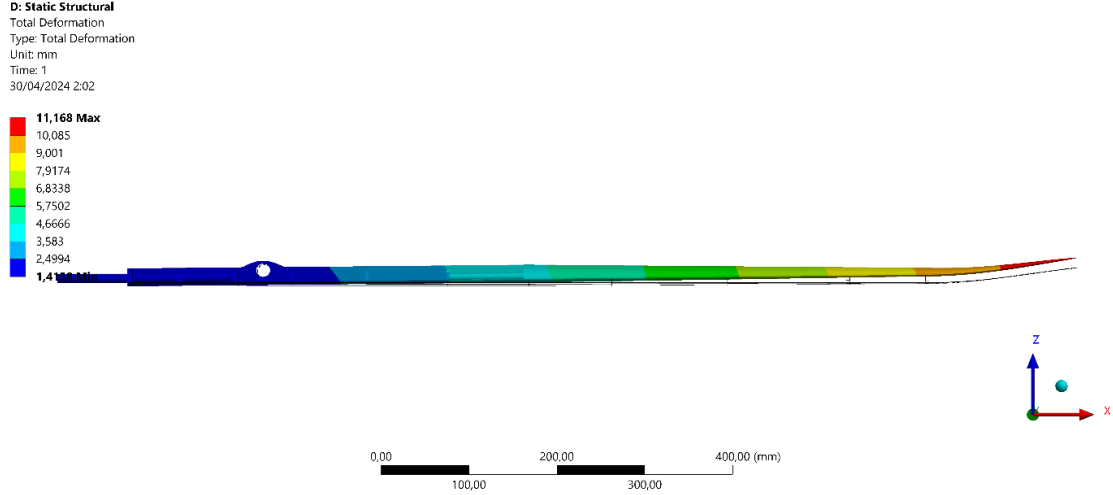


Tabla 4. Comparación de los resultados con diferentes materiales

Además, se probó la rigidez torsional de la estructura bajo diversas cargas aplicadas a la cola del avión, demostrando respuestas favorables ante los esfuerzos.

En cuanto a la verificación del fuselaje, el ajuste fue la principal preocupación. La estructura se sometió a pruebas para soportar cargas equivalentes a una fuerza crítica de 10 (kg) aplicada a la punta del ala. Los resultados fueron óptimos, logrando un factor de seguridad cercano a 1. Cabe destacar que el ala está diseñada para proporcionar menos de la mitad del sustentante.

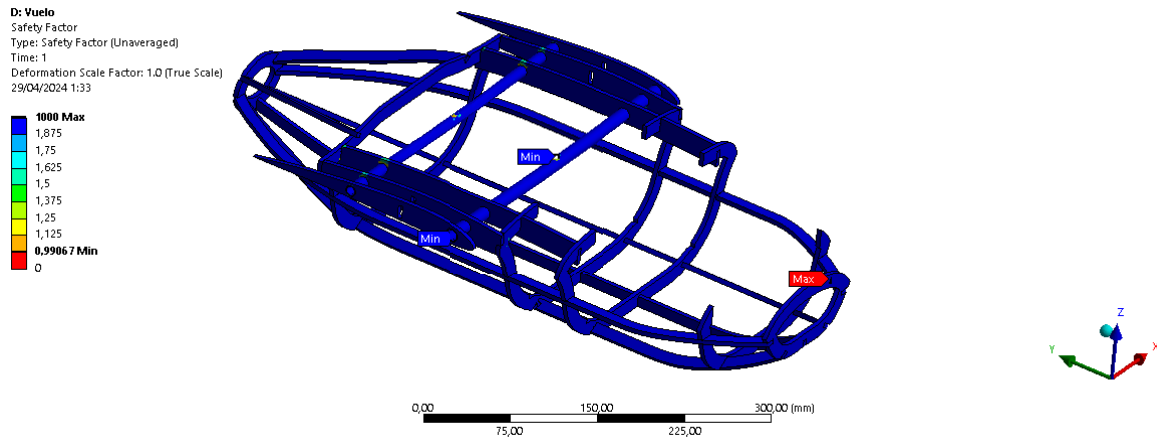


Figura 19. Resultados de la simulación de flexión de la punta del fuselaje

4.4. Uniones

En cuanto a las uniones, hemos optado por diversas soluciones según la zona específica.

Para la unión del enchufe del ala del fuselaje, los tubos insertados lateralmente de cada semi-ala se aseguran con pasadores/clips en forma de R, lo que permite una manipulación rápida y segura sin comprometer el peso. Esta unión está principalmente sometida a las fuerzas de plano del ala durante los giros.

Para conectar los tubos de soporte del empenaje al ala, se diseñó una pieza impresa en 3D que se incrustó y luego se aseguró a las costillas adyacentes, adaptada a la geometría de la zona. Un pasador atraviesa el tubo, el soporte y las pieles del ala para la fijación.

De manera similar, la unión del empenaje, incluidos los tubos y las dos superficies de control, utiliza piezas impresas en 3D fijadas con pasadores.

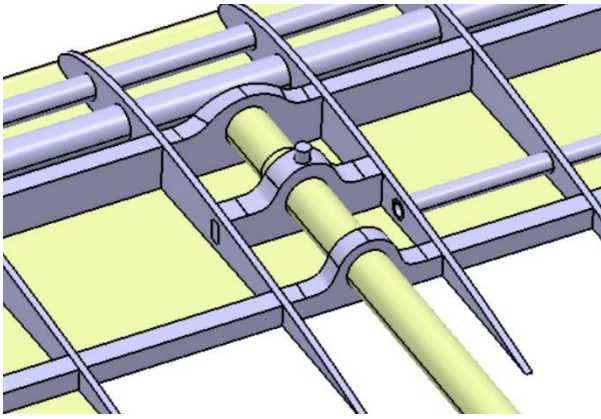


Figura 20. Unión ala-empenaje

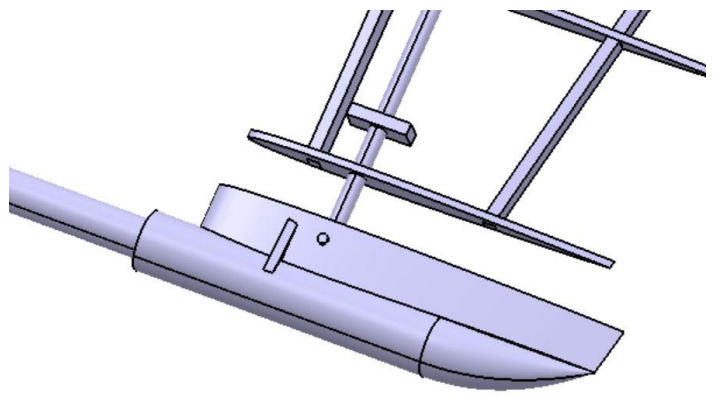


Figura 22. Unión empenaje

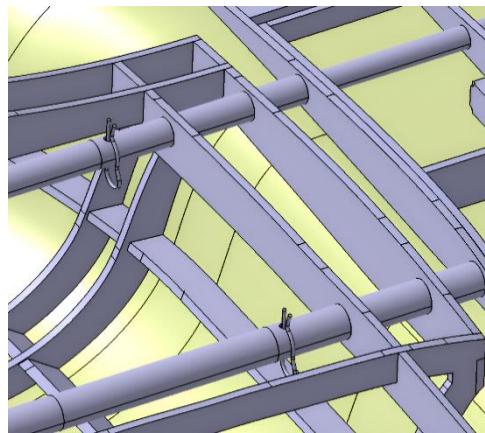


Figura 21. Unión ala-fuselaje

4.5. Diseño y posicionamiento del tren de aterrizaje

Finalmente, se ha decidido optar por una configuración triciclo con tren de aterrizaje y ruedas comerciales, siendo esencial un posicionamiento adecuado para asegurar la estabilidad del avión y el correcto ángulo de ataque estimado para el despegue, que en nuestro caso es de 4° .

En cuanto a la posición elegida para el triciclo: esta configuración consiste en una rueda delantera y dos traseras, ofreciendo mayor estabilidad y control durante el despegue y el aterrizaje. La rueda delantera ayuda a mantener el morro del avión en una posición controlada, facilitando la maniobrabilidad en tierra y evitando el riesgo de un cabeceo excesivo durante el aterrizaje. Además, se ha elegido un tren de aterrizaje delantero con dirección para permitir un mejor control direccional tanto en tierra como durante el despegue y el aterrizaje.

A la hora de elegir el tren de aterrizaje y las ruedas, nuestro equipo ha decidido adquirirlos comercialmente. Algunas razones para esta decisión incluyen su durabilidad y resistencia, ya que están diseñados para repetidos aterrizajes y condiciones variables del terreno; minimizando el riesgo de fallos y proporcionando un mejor rendimiento, ya que su diseño optimizado ofrece un rendimiento superior en términos de peso, resistencia y capacidad de absorción de

impactos, contribuyendo a una experiencia de vuelo más suave y controlada, así como a una mayor seguridad operacional. Aunque se ha dado mayor importancia a la compatibilidad y facilidad de instalación de estos componentes, ya que las piezas comerciales suelen estar diseñadas para ser compatibles con una amplia gama de modelos y tamaños, facilitando la selección e instalación de los componentes.

Para facilitar la selección y verificación, nuestro equipo ha generado una base de datos de trenes de aterrizaje comerciales, dando gran importancia a los proveedores y su fiabilidad; es decir, la facilidad de contacto con soporte técnico y servicio al cliente.

Acabando, al estudiar la estabilidad del avión, hemos verificado que utilizando un tren de aterrizaje trasero comercial de 115 (mm) con una rueda de 60 (mm) de diámetro y un tren de aterrizaje delantero con dimensiones de 158.5 (mm) de altura (incluyendo el diámetro de la rueda), a una distancia de 280 (mm), se logra el ángulo necesario de 4° para el despegue de nuestro avión al añadir un soporte impreso en 3D adicional para el tren de aterrizaje delantero.

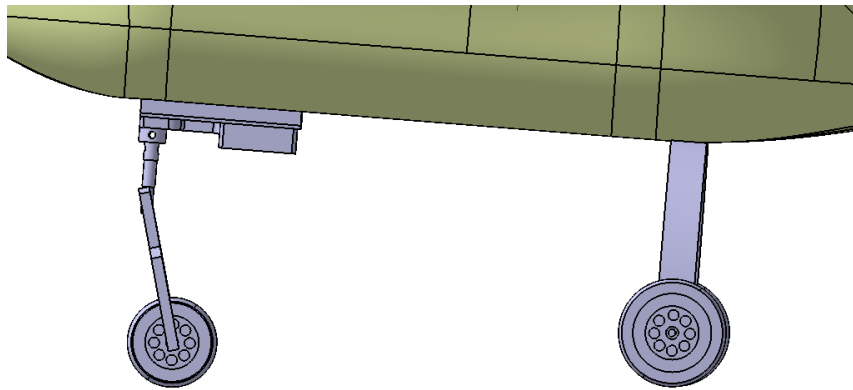


Figura 23. Tren de aterrizaje

5.- Componentes Electrónicos

5.1. Componentes y Circuitos Electrónicos

Con respecto al circuito electrónico del avión, para enrutamiento de cables hasta las superficies de control del ala, se han realizado perforaciones rectangulares con esquinas redondeadas de 4.5x12 (mm). Estas perforaciones están ubicadas al menos a 3 (mm) de la viga adyacente, siendo esta una zona de alto factor de seguridad.

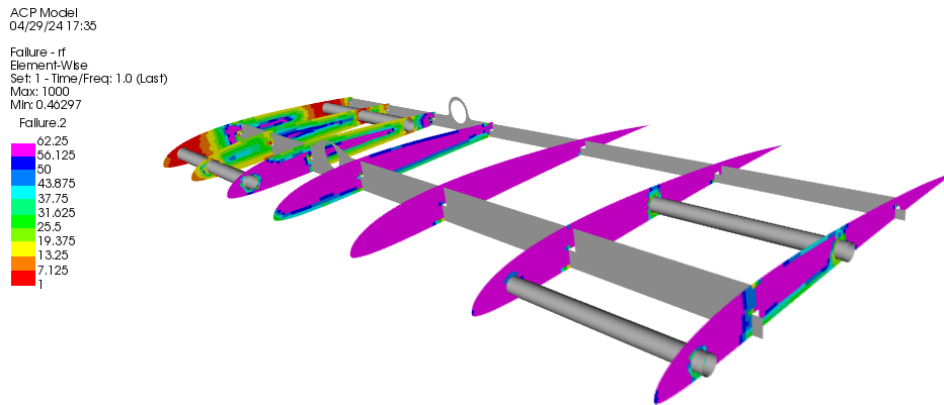


Figura 24. Simulación de ACP mostrando las regiones con la menor demanda para carga estática.

Otro aspecto importante es el enrutamiento de cables a través del tubo del empenaje. Se tuvo que perforar el tubo para que los cables puedan pasar por dentro, con una pieza impresa en 3D colocada en el otro extremo. Esta pieza también conecta el tubo que va desde el ala hasta el empenaje.

El siguiente diagrama muestra cómo se conectan entre sí los diferentes componentes:

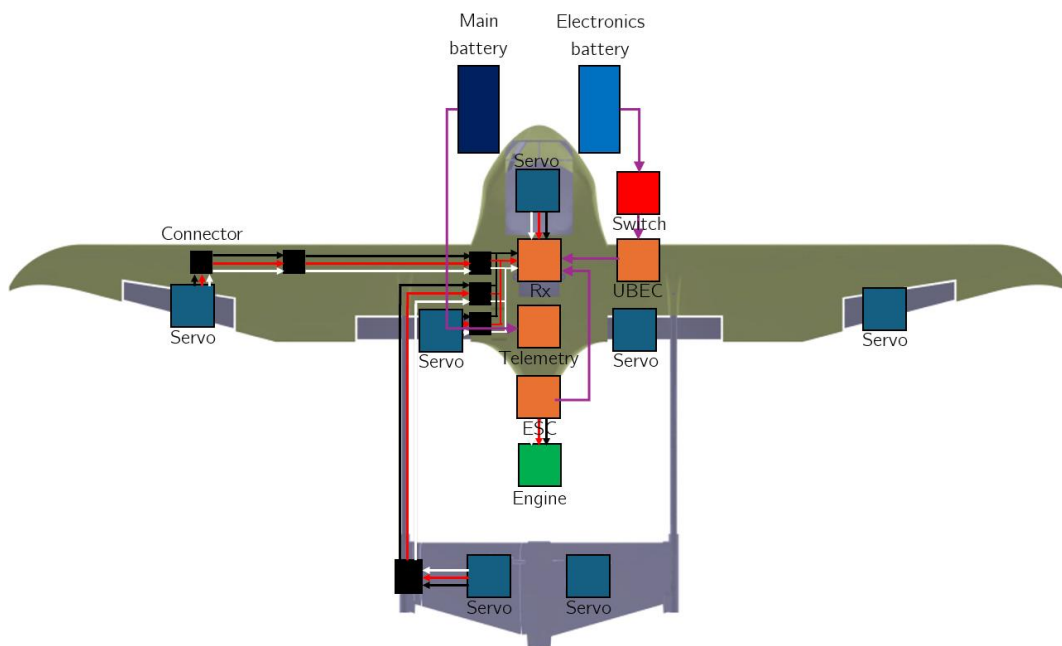


Figura 25. Conexiones de los componentes

5.3. Sistema del Empenaje

El diseño del mecanismo del empenaje se centra en una configuración en la cual el servo gira junto con toda la superficie de control del empenaje. Gracias a que el mecanismo está dentro de la piel se puede lograr una reducción significativa de la resistencia aerodinámica.

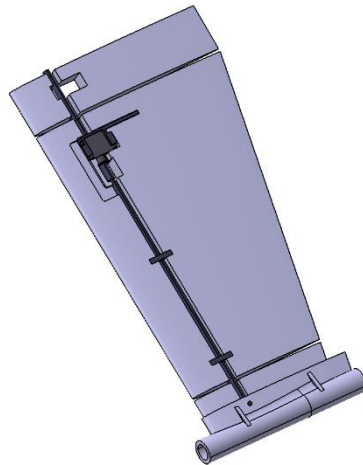


Figura 26. Sistema del Empenaje

Se utiliza una pieza impresa en 3D como carcasa para el servo y para fijarlo a la estructura. El eje del servo se asegura a un tubo que se extiende hasta que se engancha a la superficie fija del empenaje. De esta manera, cuando el servo comienza a moverse, tanto el servo como toda la superficie de control del empenaje girarán. Este tubo mencionado anteriormente tiene dos soportes concéntricos adheridos a la superficie. Estos soportes sirven como guías para montar todo el mecanismo y se insertan en el interior. Sin embargo, al no utilizar rodamientos, se debieron realizar diferentes pruebas para obtener la tolerancia óptima entre los tubos y sus respectivas superficies de contacto concéntricas. Posteriormente, se lubrica el mecanismo para reducir aún más las pérdidas por fricción y maximizar el par de salida del servo. Finalmente, se adjunta otro tubo al alojamiento superior del empenaje para funcionar como bisagra.

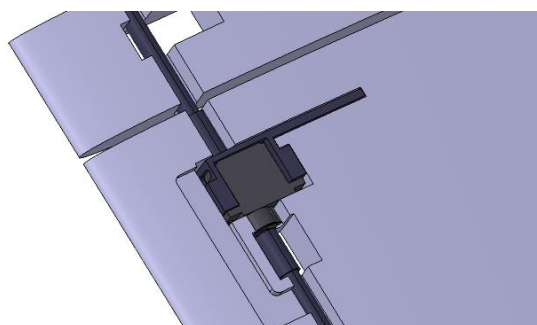


Figura 27. Vista detalle del Sistema del Empenaje

Los cables del servo se pasan a través de una pequeña abertura en la pieza impresa en 3D que sirve de alojamiento. De esta manera, la rotación relativa entre el tubo y los cables será nula, lo que ayuda a mantener la integridad de dichos cables.

5.4. Soporte del motor

En cuanto al soporte del motor, el diseño generativo ayudó a encontrar una solución optimizada topológicamente. La simulación resultante se obtiene modelando las distintas cargas a las que estaría sometido el soporte del motor durante el vuelo. Según los resultados, las áreas donde el factor de seguridad era superior a un cierto valor (generalmente >7) se vacían para reducir el peso.

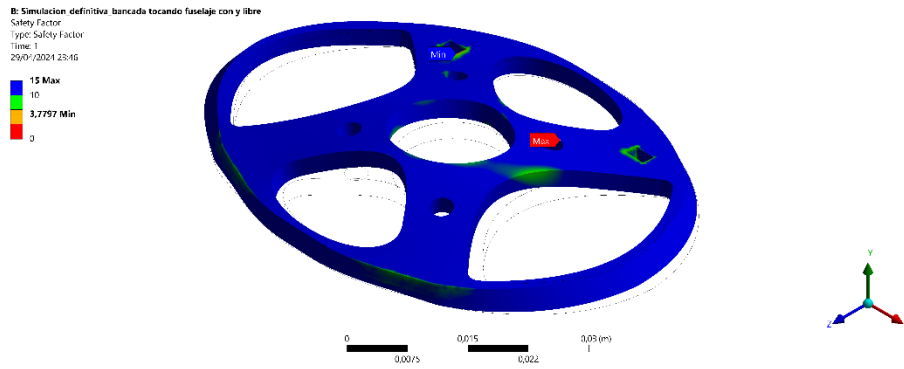


Figura 28. Soporte del motor

6.- Técnicas de Fabricación

6.1. Corte láser

Se utiliza este método para cortar las estructuras internas de madera, obteniendo componentes con una tolerancia dimensional de 0.1 (mm). Este enfoque no solo es rápido sino también altamente eficiente en el uso de materiales, lo que nos otorga autonomía en el proceso de fabricación al no depender de empresas externas o patrocinadores.

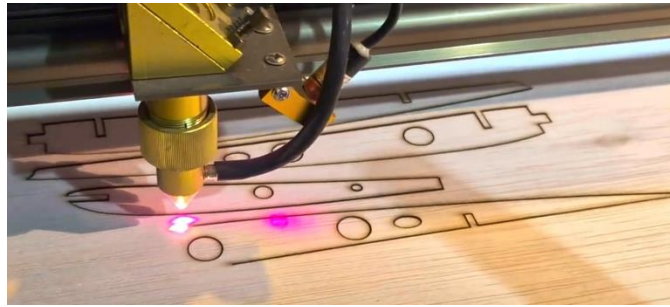


Figura 29. Corte láser de las costillas

6.2. Impresión 3D

La impresión 3D es uno de los procesos de fabricación más investigados en el contexto aeronáutico actual. Permite la creación de estructuras optimizadas y abre la posibilidad de utilizar diversos materiales, desde los polímeros y plásticos más comunes hasta la impresión de metales de última generación o compuestos.

Una amplia gama de componentes de la aeronave se fabrica mediante este proceso, principalmente en PLA y LW-PLA, e incluso algunos en TPU. Estos componentes incluyen las uniones del empenaje, la puerta del compartimento de carga y el ensamblaje del tren de aterrizaje en el fuselaje.

6.3. Montaje

El ensamblaje de todos los componentes se realiza tanto por medios mecánicos, como con largueros y costillas que se cruzan, así como uniones adhesivas utilizando epoxi, metacrilato y cianoacrilato. Luego se insertan y fijan los componentes eléctricos, así como los mecanismos. Finalmente, se realiza el entelado de las alas, fuselaje y empenaje, convirtiendo todas las piezas independientes en unidades cerradas para luego unirlos entre sí. Especialmente en el caso del fuselaje, todos los componentes desmontables importantes son accesibles desde el compartimento de carga.

7.- Predicción de Carga de Pago

La carga útil especificada para la competición consiste en bolas de billar que pesan 157 (g) cada una. Considerando la ubicación del compartimento de carga en la aeronave y con el objetivo de agilizar al máximo la fase de carga, se ha decidido establecer la capacidad máxima de carga en 10 bolas.

Para calcular la carga máxima que nuestro avión podría transportar durante un vuelo bajo condiciones específicas de densidad del aire en la pista, hemos utilizado la ecuación para la fase más restrictiva del vuelo, que es la ecuación de sustentación para el despegue. Al considerar la densidad del aire y restar el peso vacío de la aeronave, obtenemos una aproximación realista de la carga útil que podemos esperar que nuestro avión levante durante el vuelo.

$$\text{MPL}(\rho) = \text{MTOW}(\rho) - \text{OEW}$$

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

$$\text{MPL}(\rho) = 4.00458716 \cdot (\rho) - 2.745$$

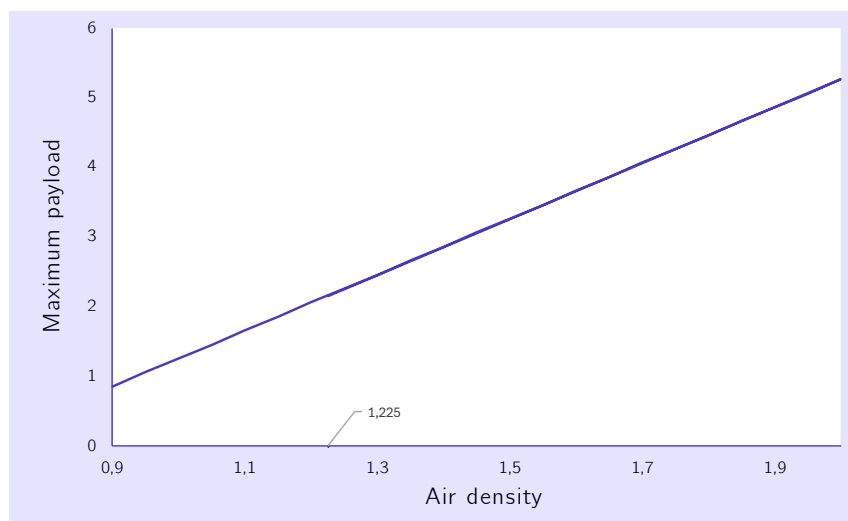


Figura 30. Carga de pago máximo VS densidad del aire

8.- Lecciones aprendidas

Estamos finalizando los últimos detalles de algunas partes menores del avión, como pequeños componentes impresos en 3D para sellar la compuerta de carga y las uniones de las alas. Estas piezas están siendo sometidas a pruebas mientras exploramos nuevas técnicas de unión desarrolladas con las valiosas aportaciones de nuestros nuevos miembros del equipo.

El avión ha sido adaptado desde el prototipo diseñado para la ACC, y por tanto requirió cambios para ajustarse a la normativa que prohíbe los composites. Las estructuras internas necesitaban ser reforzadas dado que la piel ya no sería un elemento estructural, y hubo que modificar otros elementos para que el vinilo pudiera adaptarse mejor a la superficie.

Gracias a la experiencia del anterior XtraChallenge 2023 trabajando en madera, el corte de esta fue optimizado este año utilizando diferentes espesores para distintas zonas de la aeronave. También las piezas de XPS que se usan para los empenajes, bordes de ataque y superficies de control han sido cortadas de manera más rápida gracias a lo aprendido.

Los empenajes utilizan un nuevo tipo de mecanismo que nunca habíamos utilizado, que permite que la superficie entera sea móvil. Fue todo un reto el diseño y fabricación de este, pero resultó en un empenaje innovador con respecto a lo habitual en el mundo del aeromodelismo. El hecho de que se mueva la superficie entera permite también que el trimado sea más efectivo, ayudando al piloto en situaciones donde el CG se halla en posiciones extremas.

9.- Apéndice

El marketing desempeña un papel vital en cualquier iniciativa. Reconociendo la importancia de proyectar una identidad de equipo sólida y cercana, hemos llevado a cabo una renovación completa de la marca de nuestro equipo, abarcando aspectos como el logo, la paleta de colores y la tipografía.

Nuestro equipo ha desarrollado una estrategia de marketing integral que abarca tanto el ámbito digital como el boca a boca. En el ámbito del marketing digital, las redes sociales son herramientas clave para promover nuestra marca y establecer relaciones cercanas con la comunidad. Principalmente utilizamos [Instagram](#) y [LinkedIn](#) para interactuar. Además, nuestro sitio web ([UVigo Aerotech - Aero Design Team | Web](#)) actúa como centro neurálgico para acceder a información y noticias sobre el equipo. Tras nuestra renovación de marca, lanzamos un sitio web moderno y fácil de usar que facilita la navegación y el acceso a diversas secciones que cubren noticias, eventos, proyectos y canales de redes sociales. Destacable es nuestro boletín bimensual, accesible a través del sitio web, que ofrece una visión más profunda de las actividades del equipo, con artículos técnicos actualizados, entrevistas con miembros del equipo e información sobre nuestros patrocinadores.

Expandiendo aún más nuestra presencia digital, hemos introducido un boletín en LinkedIn y hemos intensificado nuestra presencia en [TikTok](#) y [X](#), adoptando una estrategia de marketing más agresiva. Este enfoque aprovecha el humor contemporáneo, similar a las estrategias empleadas por las principales empresas, con el objetivo de interactuar de manera más efectiva con nuestra audiencia y ampliar nuestro alcance.

En cuanto al marketing boca a boca, desde el inicio de esta temporada hemos participado en eventos y ferias de ingeniería a nivel provincial y regional. Estos eventos nos permiten compartir nuestra pasión y experiencia con entusiastas del aeromodelismo e ingeniería, extendiendo eficazmente el compromiso de nuestro equipo con el diseño y la fabricación a un público más amplio.

Además, la vestimenta que llevamos en estos eventos y competiciones sirve como una herramienta de marketing significativa. Cada temporada diseñamos nuevas sudaderas con capucha y polos de patrocinador destinados a causar una fuerte impresión en nuestro público. Nuestra vestimenta no solo nos presenta en competiciones y eventos, sino que también asegura que el equipo sea fácilmente identificable y reconocible, lo cual es crucial para establecer una sólida imagen de marca.

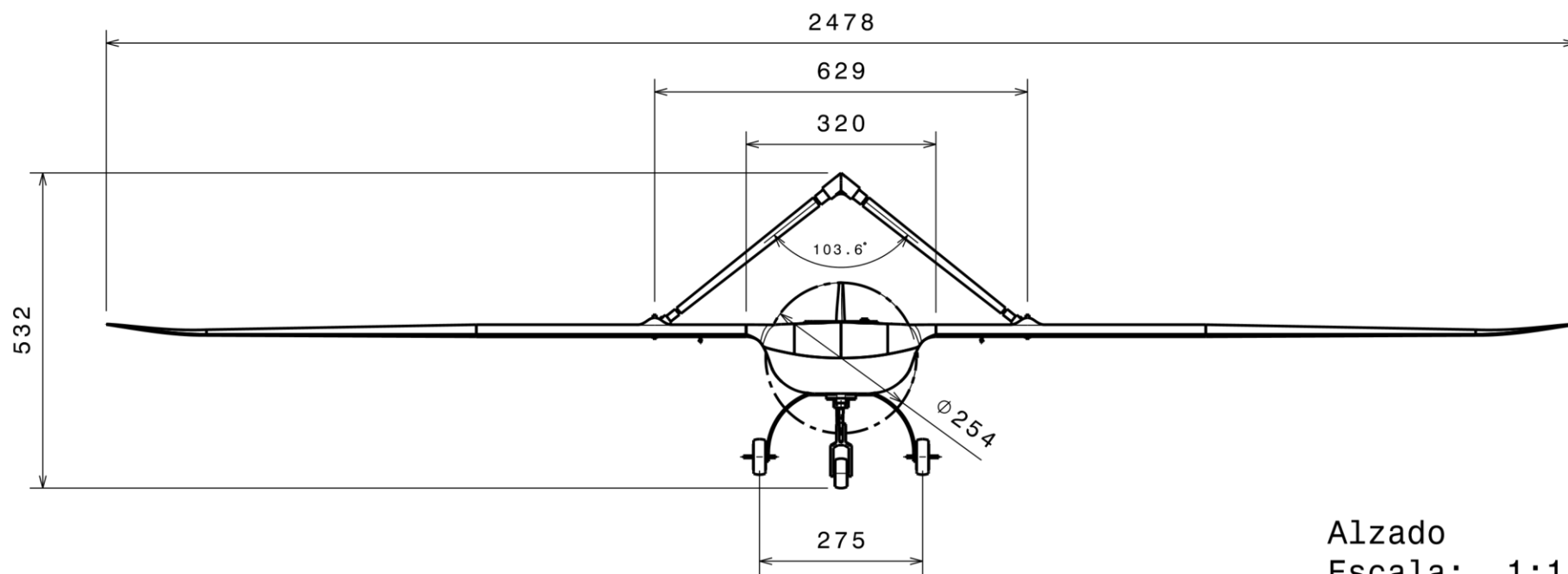
9.1. Presupuestos

Elemento	Precio por unidad	Unidades	Total
Emax GT2820/06 985KV	30,50 €	1	30,50 €
Hobbywing XRotor 40A	17,94 €	1	17,94 €
Cables	1,30 €	4	5,20 €
Batería LiPo TATTU FUNFLY 3s 11.1V 1550mAh 100C	19,99 €	2	39,98 €
Batería LiPo TATTU 2s 7.4V 650mAh 75C	9,99 €	2	19,98 €
APC 10x6E Negra	4,25 €	3	12,75 €
Fr-Sky ARCHER R8 PRO ACCESS 8 CH SBUS OTA	46,93 €	1	46,93 €
Horn rotula 3*17mm	1,95 €	5	9,75 €
Horn Pin 21x11	3,95 €	2	7,90 €
Bisagras fibra	1,40 €	2	2,80 €
Micro Servomotor MG90S	0,76 €	10	7,56 €
Madera de balsa 3mm	3,99 €	5	19,95 €
Contrachapado	28,99 €	1	28,99 €
Film de entelar Negro (2mts)	11,95 €	2	23,90 €
Tren principal Carbono tipo Extra300 130mm	22,63 €	1	22,63 €
Eje para rueda M4 x 37mm - 2 unidades	1,95 €	1	1,95 €
Prisionero Rueda 4.1mm. (5 Unidades)	1,95 €	1	1,95 €
Tren de aterrizaje delantero	15,56 €	1	15,56 €
Juego de ruedas 100cc	17,87 €	1	17,87 €
		Total	334,09 €

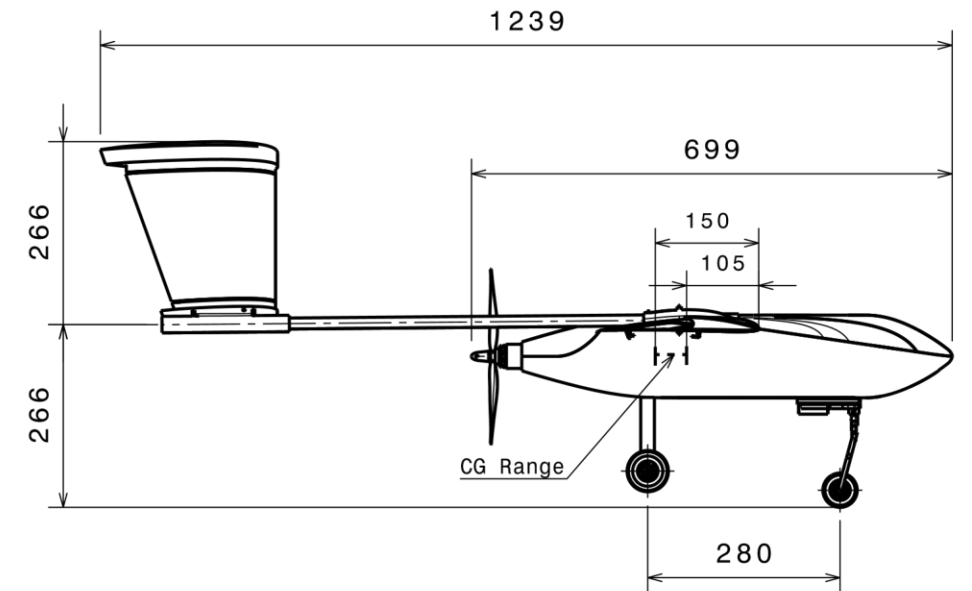
Tabla 5. Presupuesto

9.2. Bibliografía

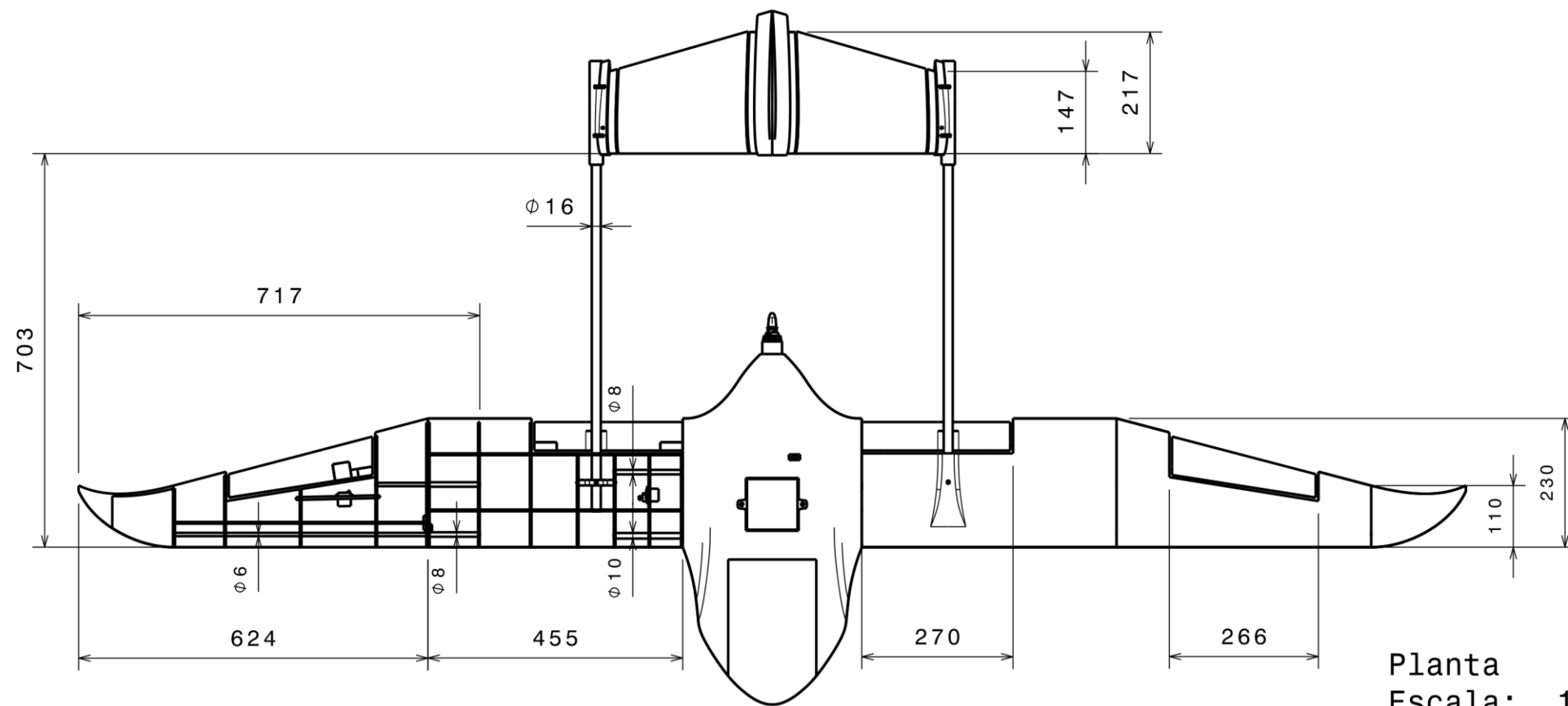
- [1] G. Benam, "XFLR5 Masterclass 3: ¿Cómo hago una aeronave estable? | Estabilidad estática y dinámica.," 2023.
- [2] F.-A. e. Helmut Stettmaier, "V-Tails for Aeromodels," 1999.
- [3] A. Deperrois, "Stability Analysis with XFLR5, A. Deperrois.," 2010.
- [4] R. J. S. J. J. B. a. R. W. Steven A. Brandt, Introduction to Aeronautics: A Design Perspective, 1997.
- [5] J. D. Anderson, Fundamentals of Aerodynamics, 1984.
- [6] I. M. D. a. O. Ishai, Engineering Mechanics of Composite Materials, 1994.
- [7] "Conceptual Design of Boom Mounted Inverted V-Tail in the Searcher MK".
- [8] J. D. Anderson, Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications, 1995.
- [9] K. K. Chawla, Composite Materials: Science and Engineering, 1987.
- [10] D. P. MARTÍNEZ, "Anteproyecto de aeronave de ala fija," 2021.
- [11] H. V. a. W. Malalasekera., An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method, 1995.
- [12] D. P. Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach, 1989.
- [13] B. W. McCormick, Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics, 1979.



Alzado
Escala: 1:11



Perfil Dcho
Escala: 1:11



Planta
Escala: 1:11



Perfil	Custom
Superficie Alar	0.36 m ²
Aspect Ratio	9.10
MTOW	4.9 Kg

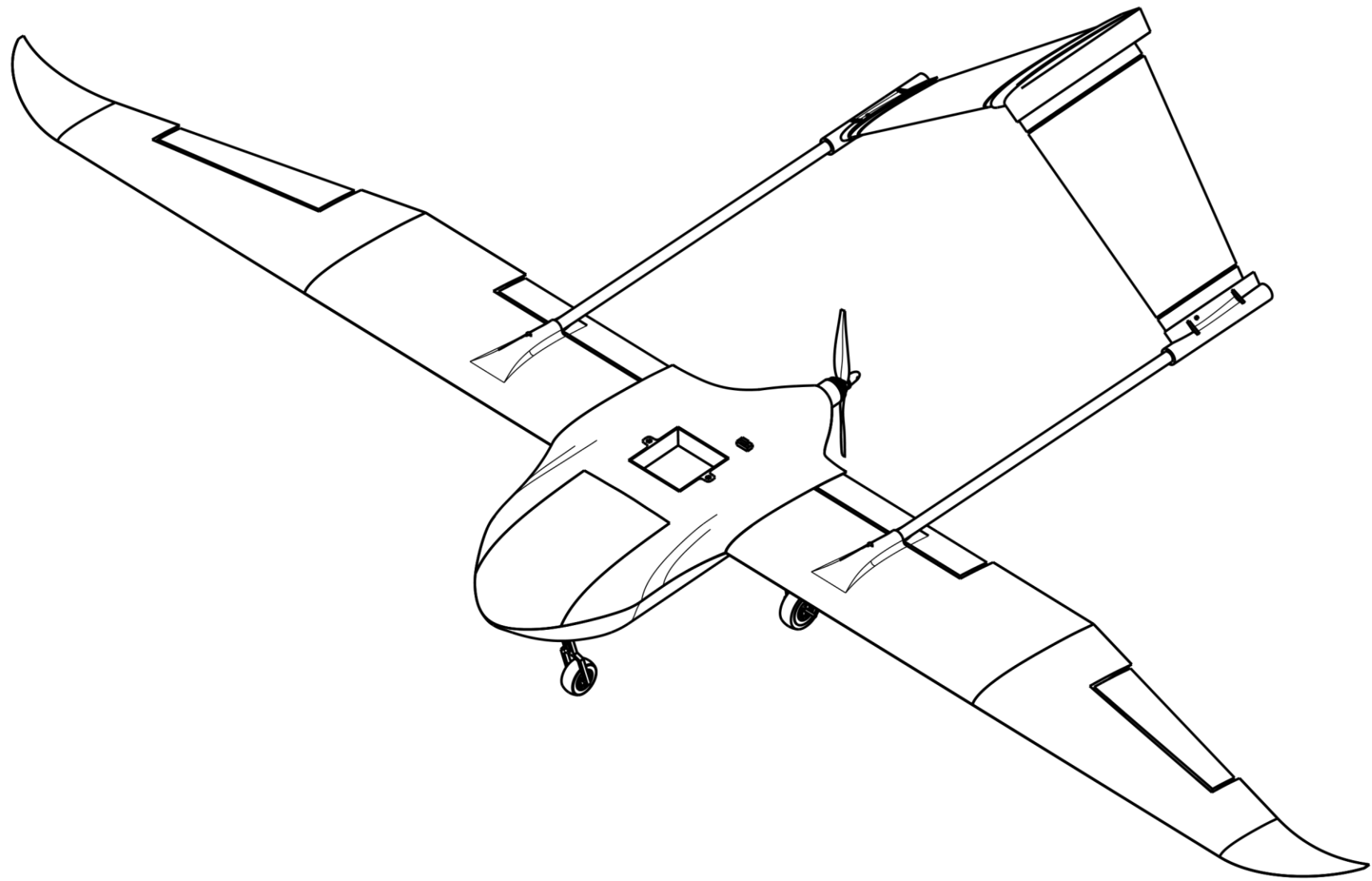
Designacion Aeronave: PROT. 1B

Estos planos y diseño son propiedad de UvigoAerotech y la Universidad de Vigo.

Diseñado por: Uvigo Aerotech
Verificado por: Junta directiva de Uvigo Aerotech

A3	NUMERO DE PLANO 01
ESCALA 1:11	OEW(kg) 2.75Kg
MMSG	HOJA 1/4





Isométrica
Escala: 1:8

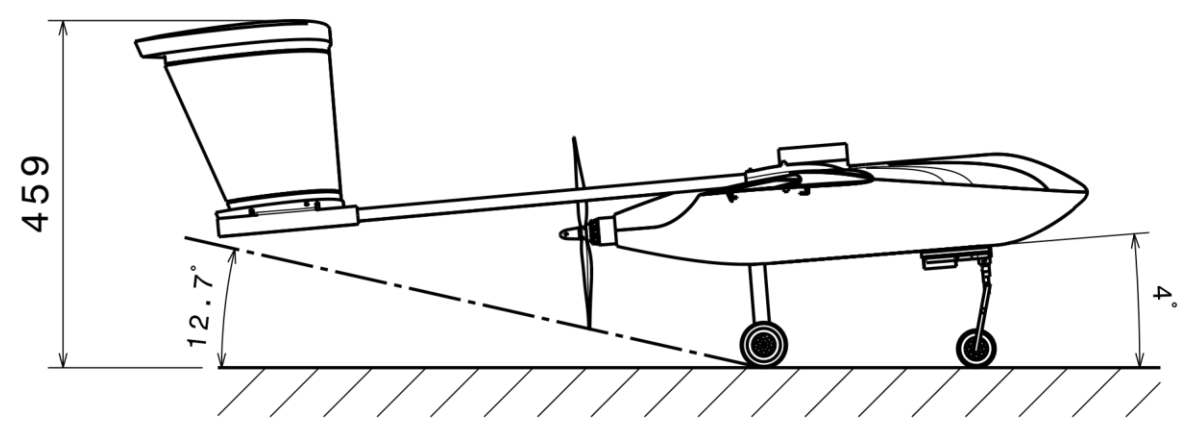


Perfil		Custom	
Superficie Alar		0.36 m ²	
Aspect Ratio		9.10	
MTOW		4.9 Kg	
Designacion Aeronave: PROT. 1B			
Diseñado por: Uvigo Aerotech		Estos planos y diseño son propiedad de UvigoAerotech y la Universidad de Vigo.	
Verificado por: Junta directiva de Uvigo Aerotech		NUMERO DE PLANO 02	
A3		ESCALA 1:11	OEW(kg) 2.75Kg
		MMSG	HOJA 2/4

H G F E D C B A

4

4

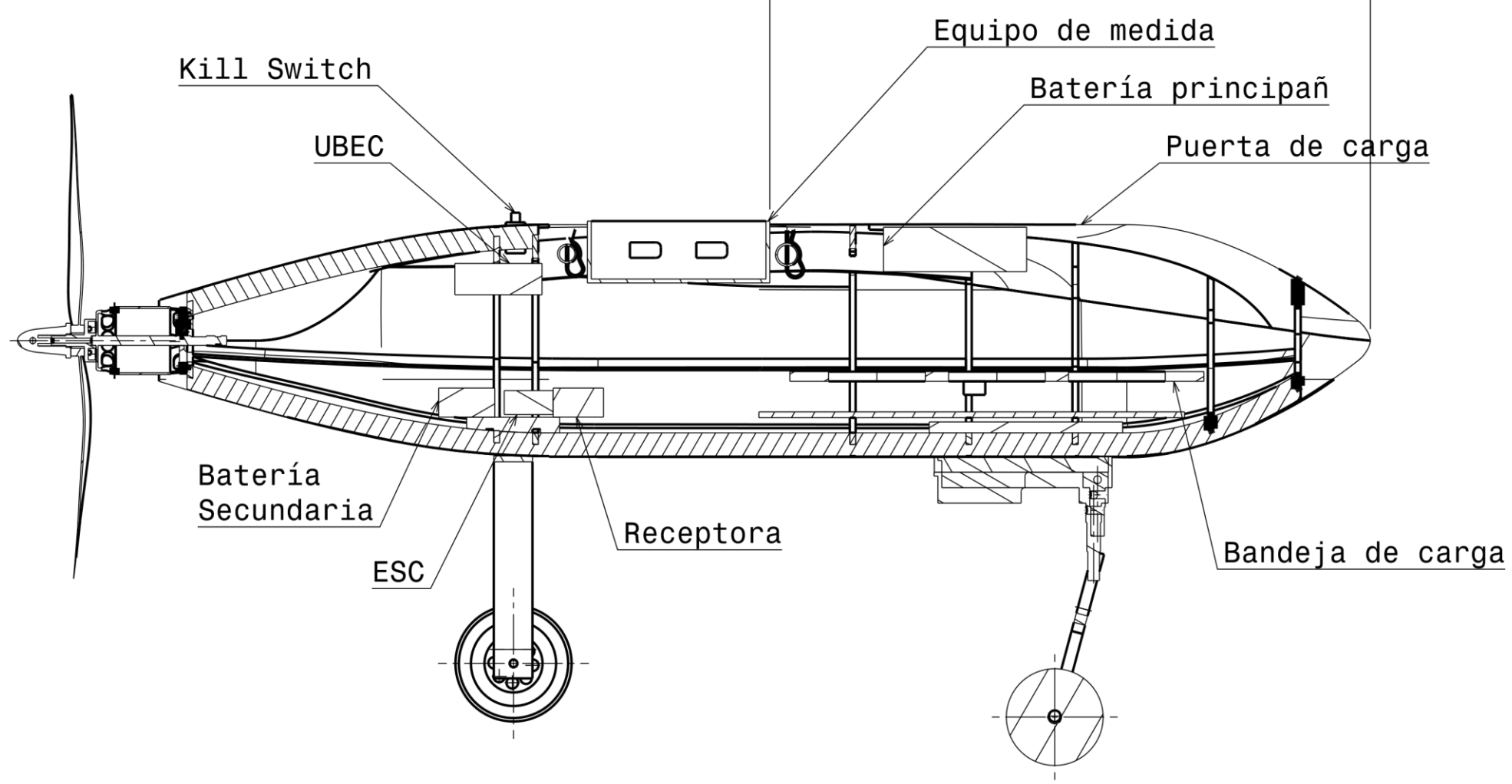


Perfil Dcho en tierra
Escala: 1:10

3

3

310



Sección
Escala: 1:3



Perfil	Custom
Superficie Alar	0.36 m ²
Aspect Ratio	9.10
MTOW	4.9 Kg

Designacion Aeronave: PROT. 1B

Estos planos y diseño son propiedad de UvigoAerotech y la Universidad de Vigo.

Diseñado por:
Uvigo Aerotech

Verificado por:
Junta directiva de Uvigo Aerotech

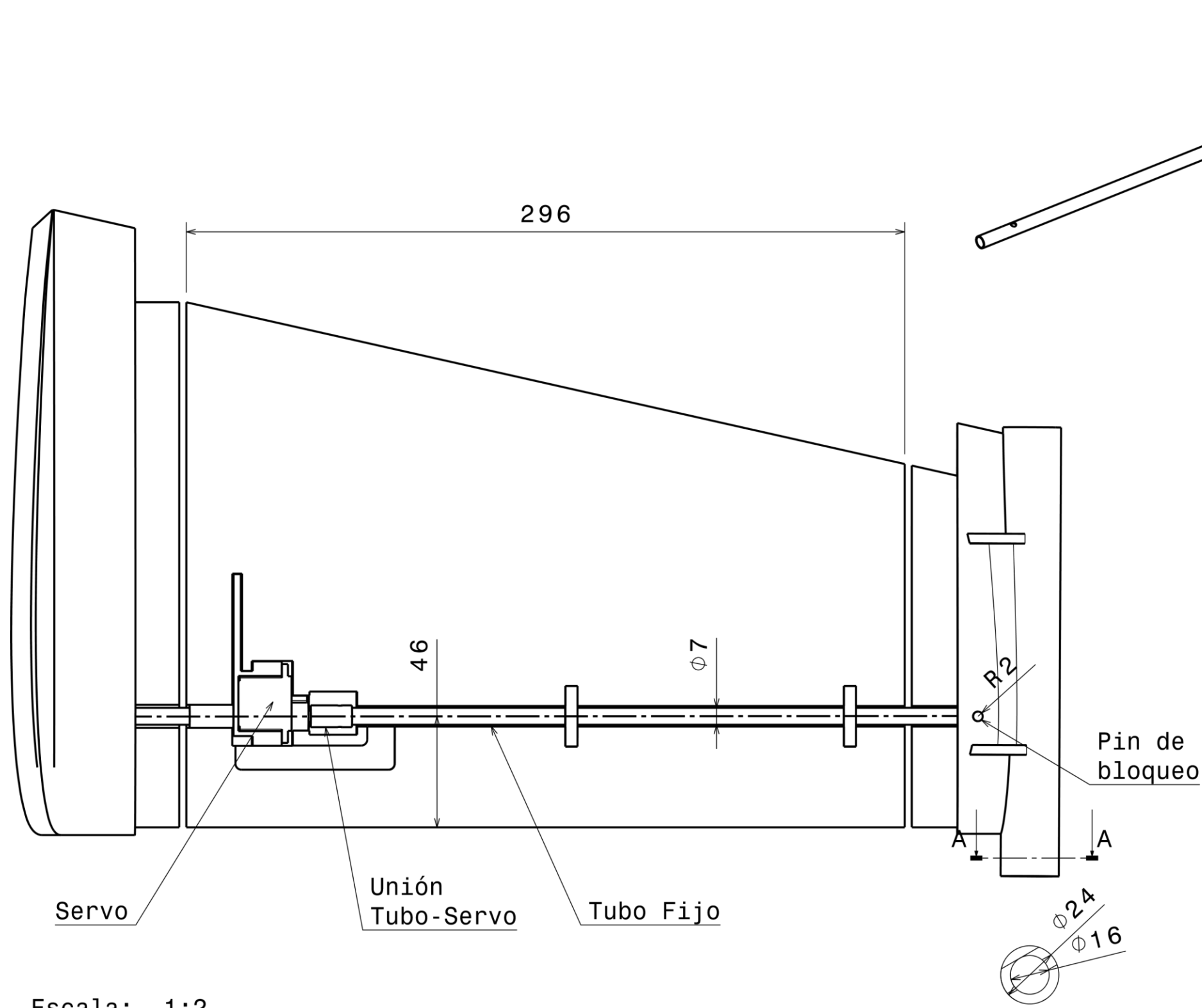
A3	NUMERO DE PLANO	03
----	-----------------	----

ESCALA 1:11	OEW(kg)	2.75Kg	MMSG	HOJA	3/4
-------------	---------	--------	------	------	-----

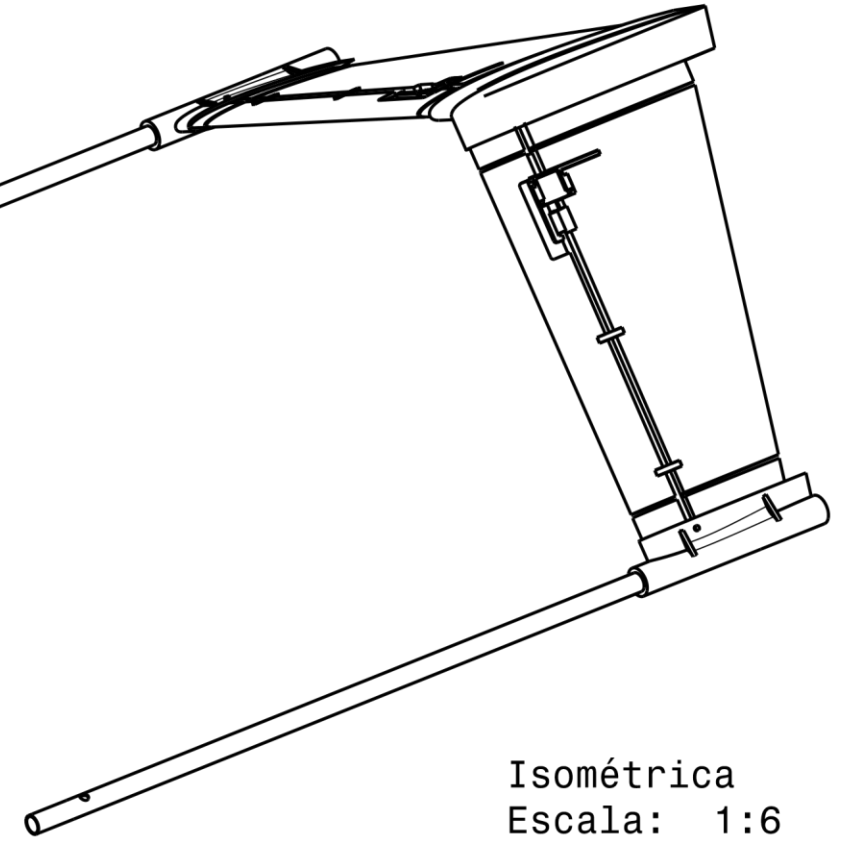
H G B A



H G F E D C B A



Escala: 1:2



Isométrica
Escala: 1:6



Perfil	Custom
Superficie Alar	0.36 m ²
Aspect Ratio	9.10
MTOW	4.9 Kg
Designacion Aeronave: PROT. 1B	
Estos planos y diseño son propiedad de UvigoAerotech y la Universidad de Vigo.	
A3	NUMERO DE PLANO 04
ESCALA 1:11	OEW(kg) 2.75Kg
MMSG	HOJA 4/4

Diseñado por:
Uvigo Aerotech

Verificado por:
Junta directiva de Uvigo Aerotech

H G F E D C B A

