



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA

  
ETSI Aeroespacial y Diseño Industrial

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeroespacial  
y Diseño Industrial

Diseño y fabricación de un UAV autónomo con materiales  
compuestos.

Trabajo Fin de Máster

Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica

AUTOR/A: Moya Company, Joan

Tutor/a: García Manrique, Juan Antonio

CURSO ACADÉMICO: 2023/2024



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA



ETSI Aeroespacial y Diseño Industrial

**Trabajo Fin de Máster**

**Máster en Ingeniería Aeronáutica**

---

**DISEÑO Y FABRICACIÓN DE UN  
UAV AUTÓNOMO CON  
MATERIALES COMPUESTOS**

---



**CURSO 2023/2024**

**Autor:** Joan Moya Company

**Tutor:** Juan Antonio García  
Manrique

---

# TABLA DE CONTENIDO

PARTE I MEMORIA.....	8
1. Introducción.....	9
2. Objetivos.....	11
3. Composites.....	12
4. Diseño inicial.....	14
4.1 Requerimientos.....	14
4.2 Elección del perfil alar.....	16
4.3 Primer CAD.....	18
4.4 Centro de masas y pesos.....	20
4.5 Fuerzas y momentos aerodinámicos.....	20
4.6 Solicitaciones en el ala.....	23
4.7 Solicitaciones en el fuselaje.....	25
4.8 Punto de diseño.....	27
4.9 Estabilidad estática.....	30
5. Diseño del fuselaje.....	32
6. Diseño del ala.....	35
6.1 Vortex Lattice Method.....	37
6.1.1 Ley de Biot-Savart.....	37
6.1.2 Modelo numérico de malla de torbellinos.....	40
7. Diseño del empenaje.....	45
7.1 CAD.....	45
7.2 Vortex Lattice Method.....	47
8. Motor.....	51

---

9. Baterías y células solares .....	54
10. Pesos, centro de gravedad y estabilidad estática .....	59
11. Diseño y mecanizado de los moldes.....	62
11.1 Material.....	62
11.2 CAD .....	62
11.3 CAM .....	66
12. Fabricación.....	72
13. Conclusiones y trabajos futuros .....	78
I. Anexo: aproximaciones de la mecánica del vuelo .....	80
II. ANEXO: GRADO DE RELACIÓN CON LOS ODS.....	81
PARTE II: PRESUPUESTO .....	82
1. Horas de trabajo.....	83
2. Software.....	84
3. Hardware.....	85
4. Coste de fabricación .....	87
5. Costes indirectos .....	87
6. Coste total.....	88
PARTE III: PLIEGO DE CONDICIONES.....	89
1. Requisitos técnicos .....	90
2. Operación.....	90
PARTE IV: PLANOS .....	92
BIBLIOGRAFÍA.....	101

# Abreviaturas

<b>CAD</b>	<b>Computer-Aided Design</b>
<b>CAM</b>	<b>Computer-Aided Manufacturing</b>
<b>CFD</b>	<b>Computational Fluid Dynamics</b>
<b>CNC</b>	<b>Computer Numerical Control</b>
<b>MTOW</b>	<b>Maximun Take-Off Weight</b>
<b>NACA</b>	<b>National Advisory Committee for Aeronautics</b>
<b>PVC</b>	<b>PolyVinyl Chloride</b>
<b>UAS</b>	<b>Unmanned Aerial System</b>
<b>UAV</b>	<b>Unmanned Aerial Vehicle</b>
<b>VLM</b>	<b>Vortex Lattice Method</b>
<b>VLOS</b>	<b>Visual Line of Sight</b>

# Lista de ilustraciones

Ilustración 1. Vertigo F5J.....	14
Ilustración 2. Propiedades del material compuesto.....	15
Ilustración 3. Propiedades de la fibra. ....	15
Ilustración 4. Propiedades de la resina.....	16
Ilustración 5. Comparación de la curva polar de varios perfiles NACA.....	16
Ilustración 6. Comparación de la curva de sustentación de varios perfiles NACA.....	17
Ilustración 7. Diferentes vistas del boceto inicial.....	19
Ilustración 8. Distribución de sustentación a lo largo del semiala para el factor de carga límite.....	23
Ilustración 9. Cortante a lo largo del semiala. ....	24
Ilustración 10. Flector a lo largo del semiala.....	24
Ilustración 11. Torsor a lo largo del semiala. ....	25
Ilustración 12. Cortante en el fuselaje. ....	26
Ilustración 13. Flector en el fuselaje.....	26
Ilustración 14. Diagrama de limitaciones y punto de diseño.....	30
Ilustración 15. Estabilidad estática. ....	31
Ilustración 16. EinScan Pro 2X. ....	32
Ilustración 17. Nube de puntos obtenida con el escáner. Se observa que la precisión en la parte delantera del fuselaje es bastante buena, mientras que la parte más estrecha no ha sido posible escanearla.....	33
Ilustración 18. Diseño del fuselaje en el software SIEMENS NX. ....	34
Ilustración 19. Diseño final del fuselaje basado en la nube de puntos de la Ilustración 17. ....	34
Ilustración 20. Diferentes vistas de la forma final del ala.....	35
Ilustración 21. Distribución de cuadernas. Entre las cuadernas 3-4 y 5-6 se encuentra la separación de las distintas partes del ala. Entre las cuadernas 1-2 y 7-8 se sitúan los alerones.....	36
Ilustración 22. Render de las cuadernas.....	36
Ilustración 23. Discretización del semiala en paneles.....	37
Ilustración 24. Malla final para el estudio aerodinámico. ....	37
Ilustración 25. Filamento semi-infinito de intensidad $\Gamma$ .....	39
Ilustración 26. Segmento de torbellino. ....	39
Ilustración 27. Torbellino de herradura.....	40
Ilustración 28. Centros aerodinámicos de cada subpanel, situados sobre la línea media de cada perfil.....	42
Ilustración 29. Distribución del coeficiente de presiones en el ala para un ángulo de ataque de $1^\circ$ .....	43
Ilustración 30. Sustentación del perfil $i$ -ésimo del ala para un ángulo de ataque de $5^\circ$ .....	44
Ilustración 31. Diseño y dimensiones del estabilizador horizontal. ....	45
Ilustración 32. Diseño y dimensiones del estabilizador vertical.....	46

Ilustración 33. Vista de perfil de la fijación del empenaje al fuselaje. ....	46
Ilustración 34. Vista frontal de la fijación del empenaje al fuselaje.....	47
Ilustración 35. Paneles del estabilizador horizontal para el análisis aerodinámico.....	48
Ilustración 36. Discretización en subpaneles.....	48
Ilustración 37. Distribución del coeficiente de presiones en estabilizador horizontal para un ángulo de ataque de 5° sin tener en cuenta el efecto "downwash" del ala.....	49
Ilustración 38. Para un ángulo de ataque de 5° y sin "downwash", comparación de la distribución de sustentación adimensional "real" (VLM) y aproximada (expresiones de la mecánica del vuelo).....	49
Ilustración 39. Comparación de la sustentación del estabilizador horizontal con y sin el efecto del ala, para un ángulo de ataque de 5°. ....	50
Ilustración 40. Distribución del coeficiente de presiones del conjunto ala-estabilizador, para un ángulo de ataque de 5°.....	50
Ilustración 41. AXI 2217/20 840KV GOLD Line V2 Long F5J. ....	52
Ilustración 42. Dimensiones del AXI 2217/20 840KV GOLD Line V2 Long F5J. ....	53
Ilustración 43. Células solares. ....	56
Ilustración 44. Colocación de las células solares sobre el ala. ....	56
Ilustración 45. Panasonic NCR18650B 3400mAh 3.7V. ....	58
Ilustración 46. Obtención de la posición del centro de gravedad de cada componente con Fusion 360.....	60
Ilustración 47. Diseño del molde en SIEMENS NX. ....	63
Ilustración 48. Diseño del molde del extremo del ala, cortando esta por el plano que pasa por el borde de ataque y el borde de salida. ....	64
Ilustración 49. Moldes de la parte central del ala. ....	64
Ilustración 50. Moldes de uno de los extremos del ala. ....	65
Ilustración 51. Diseño final de los moldes del fuselaje, ya con los orificios añadidos. ....	65
Ilustración 52. Posible diseño de un molde de la segunda parte del fuselaje. En el caso del larguero del ala, tendría un aspecto similar. ....	66
Ilustración 53. Velocidades de corte recomendadas para diferentes tipos de materiales.....	67
Ilustración 54. Operación de taladro centrador (1). ....	68
Ilustración 55. Operación de fresado de cavidades (3). ....	68
Ilustración 56. Operación de acabado en la zona de unión con el ala (4). ....	69
Ilustración 57. Operación de taladrado de los orificios de los tornillos de cierre (2).....	70
Ilustración 58. Operación de fresado de cavidades (3). ....	70
Ilustración 59. Mecanizado del molde del fuselaje. La máquina se encuentra realizando la operación de acabado.....	71
Ilustración 60. Comparativa del acabado rugoso (arriba) y pulido (abajo). .	71
Ilustración 61. Hoja de preimpregnado de fibra de carbono con los cortes para la fabricación de las distintas partes. ....	72

Ilustración 62. Colocación de la fibra de carbono sobre el molde.....	73
Ilustración 63. Tubo hinchable que se introduce en el molde de forma que ejerza presión sobre las paredes para obtener el mejor resultado posible. ..	74
Ilustración 64. Cierre del par de moldes del fuselaje. ....	74
Ilustración 65. Molde dentro del horno de curado. ....	75
Ilustración 66. Esquema de fabricación usando una tira de kevlar como bisagra. ....	76
Ilustración 67. Ejemplo de colocación de una tira de kevlar como bisagra. .	76
Ilustración 68. Ejemplo de corte del extradós de fibra de carbono para los alerones. ....	76
Ilustración 69. Máquina de corte por láser. ....	77



# Lista de tablas

Tabla 1. Masas de las diferentes partes del boceto inicial. ....	20
Tabla 2. Derivadas aerodinámicas según las aproximaciones de la mecánica del vuelo.....	21
Tabla 3. Parámetros utilizados para el cálculo de la fase de despegue. ....	27
Tabla 4. Parámetros utilizados para el cálculo de la fase de ascenso.....	28
Tabla 5. Parámetros utilizados para el cálculo de la fase de crucero. ....	28
Tabla 6. Parámetros utilizados para el cálculo de la fase de aterrizaje. ....	29
Tabla 7. Discretización en subpaneles. ....	37
Tabla 8. Sustentación para varios ángulos de ataque.....	44
Tabla 9. Lista de motores .....	52
Tabla 10. Lista de baterías que caben en el compartimento del fuselaje. ....	55
Tabla 11. Especificaciones de las células solares. ....	57
Tabla 12. Resumen de pesos.....	60
Tabla 13. Porcentaje de tiempo dedicado a las actividades. ....	83
Tabla 14. Coste de software.....	85
Tabla 15. Coste de hardware.....	86
Tabla 16. Potencia de los dispositivos y porcentaje del tiempo de uso. ....	87
Tabla 17. Coste de luz.....	88
Tabla 18. Tabla de coste total.....	88

# **PARTE I**

# **MEMORIA**

---

# 1. INTRODUCCIÓN

Este trabajo trata sobre el diseño y fabricación de una aeronave no tripulada de ala fija con materiales compuestos. En concreto, se pretende diseñar un avión de unos dos metros de envergadura que sea capaz de volar durante largos periodos de tiempo.

Dentro de todas las tipologías de aeronaves que existen, el dron que se pretende diseñar es un planeador. Los planeadores vuelan aprovechándose de las corrientes de aire ascendentes, siendo capaces de mantenerse horas en vuelo sin propulsión. En el despegue, como es lógico, estas aeronaves necesitan de un impulso inicial que les permite alcanzar la velocidad y altura necesarias para iniciar el vuelo. Para ello, en el caso de los planeadores grandes una de las formas más extendidas de hacerlo consiste en emplear una aeronave motorizada que remolca el planeador hasta alcanzar dichas condiciones. En este trabajo será el propio operador el que lo lance con la mano.

En este proyecto, sin embargo, el dron tendrá un pequeño motor de hélice que ayudará a obtener el empuje necesario en las fases con más demanda. Para ello se llevará a cabo una comparación entre distintos modelos de motores con el objetivo de minimizar el peso y el consumo. Además, el motor necesita de una fuente de energía para mover la hélice, por lo que se estudiará la posibilidad de implementar baterías o paneles solares.

Otra de las características de los planeadores es su gran alargamiento, es decir, la relación entre la envergadura y la superficie alar es elevada. Esto se traduce en un ala estrecha y larga que permite aumentar la eficiencia aerodinámica. Este glider tendrá un ala de estas características. Asimismo, el hecho de fabricar el dron con fibra de carbono a priori permitirá reducir el peso.

El diseño del planeador no parte de cero, sino que se basa en el diseño de planeadores de la categoría *F5J*. A partir del fuselaje de un modelo de dicha categoría se realizará un escaneado en tres dimensiones. Este será el punto de inicio del diseño CAD.

En cuanto al desarrollo del trabajo, en primer lugar, se realizará un diseño conceptual en el que se establecerán los requerimientos de diseño y se obtendrán los primeros resultados estimados. Posteriormente, se estudiarán con detalle los distintos aspectos de la aeronave, desde el estudio de la aerodinámica del ala, pasando por el cálculo de los esfuerzos en las diferentes partes del avión, hasta el diseño y mecanizado de los moldes necesarios para la fabricación del mismo.

---

En este trabajo se van a emplear los siguientes programas informáticos:

- SIEMENS NX. Va a ser el principal software de diseño asistido por ordenador, en el que se van a dibujar todos los componentes del avión. También se va a utilizar para programar el mecanizado de los moldes.
- Fusion 360. Software de CAD que se va a utilizar para realizar algunas mediciones y operaciones, y los renderizados para los planos.
- MATLAB. Software en el que se va a programar la mayor parte del código. Se va a emplear para el análisis aerodinámico, para el estudio de las cargas, para el punto de diseño, entre otros.
- Wolfram Mathematica. Este software se va a utilizar para el estudio de estabilidad y el diagrama de maniobra. Se trata de un software que permite trabajar con variables simbólicas.
- Xflr5. Este programa se utiliza para el estudio de varios perfiles aerodinámicos.
- EXCEL. Herramienta que se va a utilizar para la estimación de pesos y para la elección del motor y baterías.

A parte de los programas mencionados, también se van a utilizar puntualmente otras herramientas.

## 2. OBJETIVOS

El primer objetivo del trabajo es aprender a fabricar piezas en materiales compuestos, y todo lo que conlleva este proceso: el mecanizado de moldes, el manejo de preimpregnados de fibra de carbono, la programación y uso de las máquinas de control numérico necesarias, entre otros.

El segundo objetivo es profundizar en el estudio de la aerodinámica de alas en tres dimensiones por medio del “*Vortex Lattice Method*”, VLM en adelante. En este proyecto se aplicarán las fórmulas estudiadas en las asignaturas de aerodinámica numérica cursadas durante el máster para placas planas, y se extenderán y adaptarán para poder estudiar la geometría 3D del ala diseñada por ordenador.

El tercer objetivo es juntar los conocimientos y métodos aprendidos en diferentes asignaturas y aplicarlos en el diseño del planeador.

Finalmente, el último objetivo es mejorar la habilidad de diseño asistido por ordenador (“*Computer Aided Design*” o CAD).

### 3. COMPOSITES

Un material compuesto es una combinación de dos o más materiales a escala macroscópica, que tiene unas propiedades que lo hacen útil ingenierilmente. A diferencia de las aleaciones, que son combinaciones a escala microscópica, estos materiales son separables mecánicamente. También tienen un efecto sinérgico, es decir, las propiedades que se obtienen al juntar dos materiales son en general superiores a las propiedades de dichos materiales por separado. Además, la escala de los materiales es lo suficientemente grande como para poder disponerlos de una forma controlada, de forma que se puedan optimizar las propiedades finales.

A raíz de lo comentado, una de las principales ventajas de los materiales compuestos es la gran variedad de opciones de diseño según las necesidades. Según varíen los porcentajes de los constituyentes o la disposición geométrica del refuerzo, se puede encontrar una solución óptima mejor. Del mismo modo, una mala colocación del refuerzo puede hacer que la solución final sea mucho peor que son otro tipo de materiales. Con los composites se pueden mejorar propiedades tales como el límite elástico, rigidez, resistencia a la corrosión, el peso, entre otras.

Los materiales compuestos se pueden clasificar en tres grupos: reforzados con fibras, reforzados con partículas y laminados.

Los reforzados con fibras, como la fibra de carbono, permiten fabricar piezas desperdiciando menos material que con materiales convencionales. Además, mediante el uso de preimpregnados, son idóneos para la fabricación de laminados. Sin embargo, los composites en general tienen un coste elevado y son difíciles de reciclar.

Las fibras más utilizadas son: fibra de vidrio, fibra de carbono, fibra de aramida (Kevlar) y fibra de boro.

En este proyecto se va a utilizar la fibra de carbono. Estas fibras, de propiedades anisótropas, suelen tener un diámetro de 7-8  $\mu\text{m}$ . Destacan por su alta rigidez a tracción y su bajo peso específico. La resistencia, sin embargo, es inferior a la fibra de vidrio y aramida.

Las fibras se pueden disponer de varias formas: fibras unidireccionales, fibras tejidas, fibras distribuidas aleatoriamente o estructuras de emparedado. En el caso de las fibras unidireccionales, se pueden disponer varias capas con diferentes orientaciones de fibra, de forma que se consigan buenas propiedades en varias direcciones. En los tejidos se entrelazan los hilos en un orden determinado, en dos direcciones perpendiculares. Debido a que los hilos

---

están entrelazados y ya tienen cierta curvatura, los tejidos tienen una baja rigidez a compresión. La ventaja principal y su principal uso es su alta deformación y absorción de energía, por lo que tiene un buen comportamiento frente a impactos.

En cuanto a la matriz, las resinas termoestables como el epoxi son de las más habituales en plásticos reforzados. Estas son más rígidas y resistentes que las resinas termoplásticas, por lo que se utilizan en el sector aeroespacial. El epoxi tiene una alta resistencia a tracción y compresión en comparación con las resinas termoplásticas.

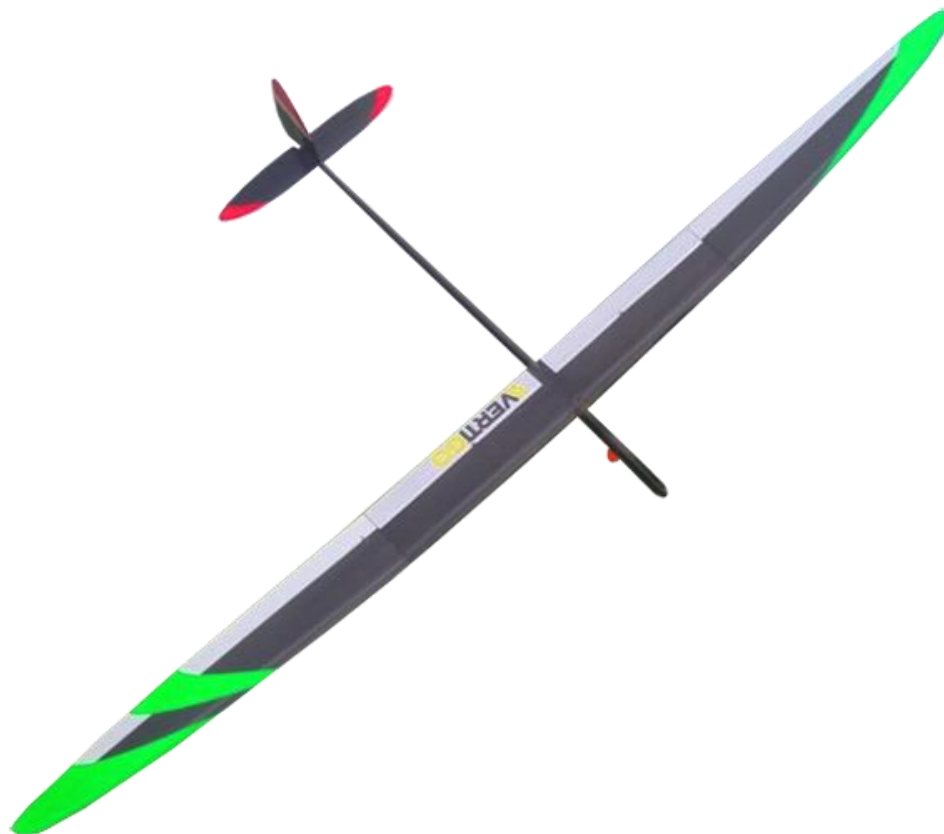
## 4. DISEÑO INICIAL

En esta sección se va a obtener un primer diseño simplificado del planeador, según los requerimientos de diseño que se verán en el siguiente subapartado, sin entrar en detalle en la forma de la aeronave. Estos cálculos servirán como punto de partida para el diseño detallado que se realizará en secciones posteriores.

### 4.1 REQUERIMIENTOS

En todo proyecto hay que establecer unos requisitos de diseño que pueden deberse a limitaciones de fabricación, funcionales, o de normativa, entre otros.

En este caso las dimensiones del fuselaje vienen determinadas por el escaneado 3D de la pieza real.



*Ilustración 1. Vertigo F5J.*

El avión en el que se basa el diseño tiene una envergadura de casi cuatro metros, sin embargo, por simplicidad del diseño y por ahorro de material de fabricación, se va a establecer un límite de dos metros. En cuanto a la cuerda,



deberá ser inferior a los 220 mm de la placa y con cierto margen. Por tanto, se va a imponer una cuerda de 180 mm.

Finalmente, el diseño dependerá de las propiedades de la fibra de carbono preimpregnada. Para este proyecto se va a emplear un preimpregnado de epoxy de Gurit [13] cuyas propiedades se detallan en la Ilustración 2, Ilustración 3 e Ilustración 4. Dentro de las opciones de colocación de fibra posibles se va a emplear un tejido (*woven*). Esto se debe a que, según las especificaciones para una sola capa de material, el tejido tiene buenas propiedades y, como se verá más adelante, los esfuerzos son muy pequeños.

PROPERTY	SYMBOL	UNIT	RC200T	RC416T	RC660T	TEST STANDARD
Uncured Resin Content	-	%	39-45	39-45	39-45	ASTM D 3171 Method II
Cured Ply Thickness	-	mm	0.22	0.43	0.65	ASTM D792
Fibre Volume Fraction	$V_f$	%	49	48	58	ASTM D 3171 Method II
0° Tensile Strength*	$X_T$	MPa	751	909	963	ISO 527-4
0° Tensile Modulus*	$E_T$	GPa	71	83	59	ISO 527-4
0° Flexural Strength	$X_F$	MPa	853	832	-	ISO 527-4
0° Flexible Modulus	$E_{F11}$	GPa	53	51	-	ISO 527-4
0° Compressive Strength*	$X_C$	MPa	743	681	496	SACMA SRM1-94
0° Compressive Modulus*	$E_{C22}$	GPa	82	54	54	SACMA SRM1-94
ILSS	$\psi_{ILSS}$	MPa	83	53	50	ISO 14130

\*Normalised to 55% fibre volume fraction

Ilustración 2. Propiedades del material compuesto.

PROPERTY	SYMBOL	UNIT	HMC FIBRE 150g/m <sup>2</sup>	HMC FIBRE 300g/m <sup>2</sup>	HMC FIBRE 600g/m <sup>2</sup>	TEST STANDARD
Typical Fibre Density	$\rho_{fibre}$	g/cm <sup>3</sup>	1.8	1.81	1.8	-
Fibre Modulus	$E_{fibre}$	GPa	385-405	385-405	385-405	-
Resin Content	-	%	32-37	32-37	32-37	ASTM D3171 Method II
Fibre Volume Fraction	$V_f$	%	58	57	61	ASTM D3171 Method II
0° Tensile Strength**	$X_T$	MPa	2515	2318	2226	ISO527-5
0° Tensile Modulus **	$E_T$	GPa	223	208	221	ISO527-5
0° Compressive Strength**	$X_C$	MPa	1322	1122	1115	SACMA SRM1-94
0° Compressive Modulus**	$E_{C11}$	GPa	194	187	186	SACMA SRM1-94
90° Tensile Strength	$Y_T$	MPa	-	26	21.8	ISO527-5
90° Tensile Modulus	$E_{T22}$	GPa	-	7	7.2	ISO527-5
0° Flexural Strength	$X_F$	MPa	1319	1397	1349	ISO14125
0° Flexible Modulus	$E_{F11}$	GPa	178	200	163	ISO14125
0° ILSS	$X_{ILSS}$	MPa	81	86	82	ISO14130

Ilustración 3. Propiedades de la fibra.

PROPERTY	SYMBOL	UNIT	12 HOURS @ 70 °C (158°F)	6 HOURS @ 80°C (176°F)	45 MINUTES @ 120°C (248°F)	TEST STANDARD
Cured resin density	$\rho_{\text{cured}}$	g/cm <sup>3</sup>	1.19	1.19	1.19	Archimedean principle
Tensile Strength	$\sigma_T$	MPa	68	82	83	ISO 527-2
Tensile Modulus	$E_T$	GPa	3.8	3.4	3.0	ISO 527-2
Flexural Strength	$\sigma_F$	MPa	117	123	117	ISO 178
Flexural Modulus	$E_F$	GPa	3.8	3.5	2.9	ISO 178
Compressive Yield Strength	$\sigma_C$	MPa	147	140	117	ISO 604

Ilustración 4. Propiedades de la resina.

## 4.2 ELECCIÓN DEL PERFIL ALAR

Se han estudiado varias opciones para el perfil alar de la aeronave, mediante el programa Xflr5. Con este programa se han comparado ocho perfiles NACA de diferentes geometrías.

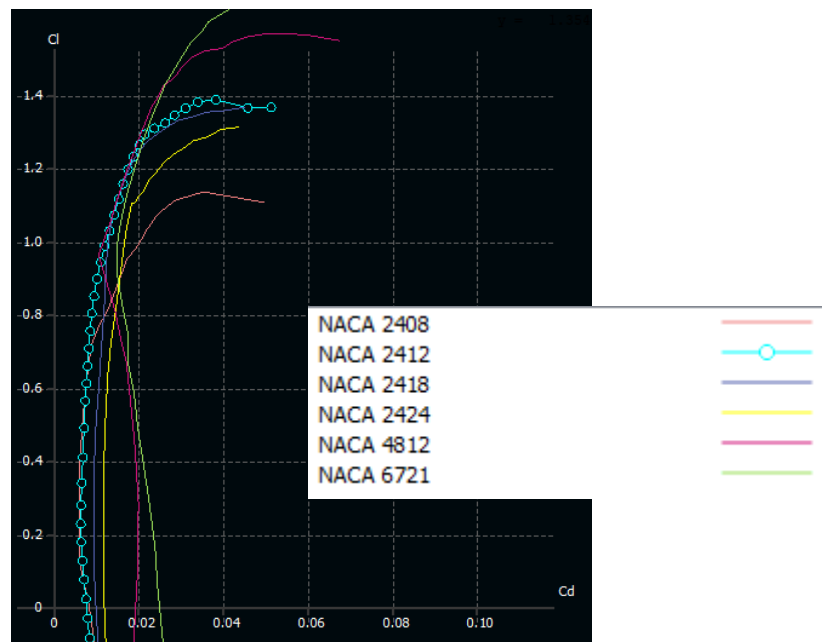


Ilustración 5. Comparación de la curva polar de varios perfiles NACA.

Por un lado, los perfiles con gran curvatura y espesor serían una buena opción para el planeador. Estos son perfiles como el 6721 (los dos últimos dígitos se corresponden con el espesor máximo en porcentaje de la cuerda), y tienen un coeficiente de sustentación elevado para ángulo de ataque nulo (Ilustración 6). Como consecuencia, también tienen más resistencia aerodinámica (Ilustración 5).

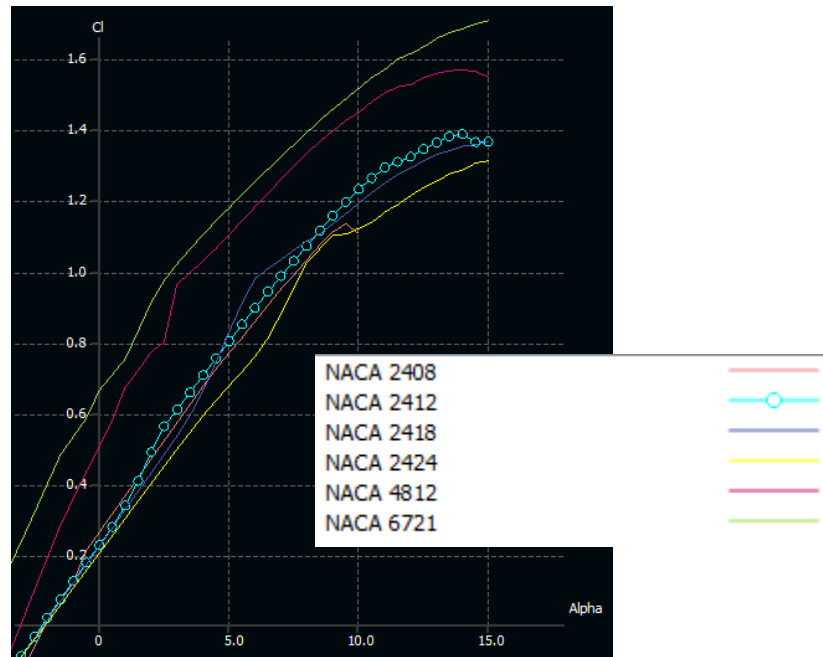


Ilustración 6. Comparación de la curva de sustentación de varios perfiles NACA.

El 2424 también tiene gran espesor, aunque con menor curvatura. Como se observa en la Ilustración 5, la resistencia aerodinámica para bajos coeficientes de sustentación es menor que en el caso del 6721, pero el  $C_L$  máximo es inferior.

Otros perfiles con la misma curvatura son el NACA 2408, NACA 2412 y NACA 2418. De todos estos, el NACA 2412 es el que mejores prestaciones ofrece. Por una parte, la curva de sustentación es similar o en algunos casos mejor a los demás perfiles. Por otra parte, es el que menor resistencia aerodinámica tiene para la misma sustentación.

El NACA 4812 es un perfil con el mismo espesor que el NACA 2412 y mayor curvatura. El caso es similar al 6721, ya que tiene más sustentación para menos ángulo de ataque, pero la resistencia aerodinámica es el doble. Por lo tanto, se ha escogido el NACA 2412 debido a que la resistencia aerodinámica para ángulos de ataque pequeños es mucho menor. Esto permitirá, a priori, reducir el consumo de energía y alargar la autonomía del UAV. También puede suponer un motor de dimensiones inferiores y, en consecuencia, un menor peso.

## 4.3 PRIMER CAD

Basándose en el diseño del Vertigo F5J (Ilustración 1), sin haber realizado el escaneado, se va a considerar un fuselaje cilíndrico de 25 mm de diámetro y 1200 mm de longitud. Aunque el fuselaje del diseño final estará formado por dos piezas distintas, en este primer diseño se va a considerar una sola pieza.

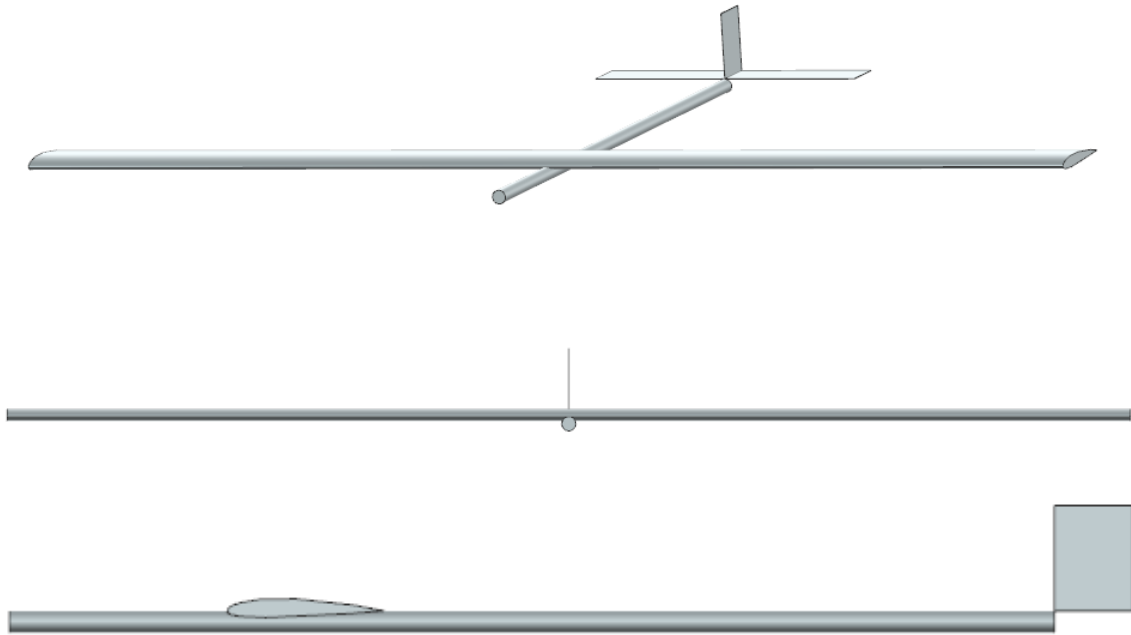
Siguiendo los requerimientos de diseño, se va a considerar un ala rectangular de 2 m de envergadura y 180 mm de cuerda, cuyo borde de ataque se sitúa a 250 mm del inicio del fuselaje. Además, el ala se va a emplazar encima del fuselaje, es decir, la aeronave va a ser de tipo ala alta. El diedro será nulo.

La envergadura del estabilizador horizontal va a ser una cuarta parte de la envergadura del ala, es decir, 500 mm, y el borde de ataque del mismo se va a situar inmediatamente después del fuselaje. La cuerda de este va a ser de 90 mm, la mitad de la cuerda del ala.

El estabilizador vertical se va a colocar encima del estabilizador horizontal, medirá 120 mm y tendrá la misma cuerda que este, haciendo que la longitud total del avión sea de 1290 mm. La razón por la cual este se sitúa encima del estabilizador horizontal y no al revés (cola en T) es el ahorro de peso en esta parte de la aeronave, aunque se reduzcan las prestaciones por el efecto de la estela del ala. Tanto el estabilizador horizontal como el vertical se van a diseñar con madera de balsa, puesto que una pieza fina de fibra de carbono en el aire supone un peligro cuyas consecuencias tienen un riesgo muy alto. Además, la madera de balsa destaca por su bajo peso.

Este diseño servirá como base sobre la que trabajar hasta obtener el diseño final. Por otra parte, en este planeador no se van a diseñar dispositivos hipersustentadores por dos motivos: el primero es la reducción de peso y la simplificación en el diseño y fabricación que esto supone. El segundo tiene que ver con el modo de despegar al estilo lanzadera.

Por último, para realizar los cálculos iniciales de los siguientes apartados se va a suponer un motor de 300 g colocado en la parte delantera de la aeronave.



*Ilustración 7. Diferentes vistas del boceto inicial.*

Antes de pasar a la siguiente subsección se especifican los parámetros que definen la geometría del planeador:

- Cuerda media aerodinámica ( $c_w$ ). En primera aproximación, al tratarse de un ala rectangular, la cuerda es constante de valor 180 mm.
- Superficie alar  $S_w = 0,36 \text{ m}^2$ .
- Cuerda media aerodinámica del estabilizador ( $c_t$ ). En primera aproximación, al tratarse de un ala rectangular, la cuerda es constante de valor 90 mm.
- Superficie alar  $S_w = 0,045 \text{ m}^2$ .
- Coordenada  $X$  del centro aerodinámico del ala medida desde el borde de ataque del ala:  $X_{CA_w} = 45 \text{ mm}$ . Este punto de forma aproximada se sitúa a un cuarto de la cuerda.
- Coordenada  $X$  del centro aerodinámico del estabilizador vertical medida desde el borde de ataque del ala:  $X_{CA_t} = 972,5 \text{ mm}$ . Este punto de forma aproximada se sitúa a un cuarto de la cuerda del estabilizador.
- Distancia entre el centro de gravedad y el  $X_{CA_w}$ :  $l_w = -21,7 \text{ mm}$ .
- Distancia entre el  $X_{CA_t}$  y el centro de gravedad:  $l_t = 949,2 \text{ mm}$ .
- Alargamiento del ala  $AR_w = 11,11$ .
- Alargamiento del estabilizador horizontal  $AR_t = 5,56$ .

## 4.4 CENTRO DE MASAS Y PESOS

Cada capa curada de fibra de carbono tiene un espesor de 0,65 mm y la densidad se ha calculado en 1,5865 g/cm<sup>3</sup>. Además, el espesor de una chapa de la madera de balsa que se va a utilizar en el empenaje es de 3 mm, con una densidad de 0,15 g/cm<sup>3</sup>. Por otra parte, como primera aproximación se va a colocar una pequeña batería de 150 g a 100 mm del inicio del fuselaje.

Conociendo estos datos y suponiendo que se tiene una capa de material compuesto en cada componente del avión, se puede obtener el centro de masas en la coordenada longitudinal ( $X_{cm}$ ), cuyo origen se encuentra en el inicio del fuselaje, con la Ecuación 1 (Debido a la geometría compleja del perfil, se ha supuesto una placa plana para la estimación inicial del centro de gravedad del ala).

$$X_{cm} = \frac{\sum_{i=1}^N m_i x_i}{\sum_{i=1}^N m_i} \quad (1)$$

Componente	$m_i$ [g]	$x_i$ [m]
Cilindro fuselaje	<b>97,19</b>	<b>0,600</b>
Ala	<b>757,85</b>	<b>0,340</b>
Tubo soporte	<b>41,47</b>	<b>0,304</b>
Estabilizador horizontal	<b>20,25</b>	<b>1,245</b>
Estabilizador vertical	<b>4,86</b>	<b>1,245</b>
Motor	<b>300</b>	<b>0</b>
Batería	<b>150</b>	<b>0,100</b>

*Tabla 1. Masas de las diferentes partes del boceto inicial.*

El centro de masas se sitúa en el punto  $X_{cm} = 0,273$  m.

Por otra parte, sumando todos los componentes de la tabla anterior, se obtiene una masa inicial de 1372 g. Este valor no tiene en cuenta el peso extra que supondrá la electrónica y otros componentes adicionales que se considerarán en el análisis posterior.

## 4.5 FUERZAS Y MOMENTOS AERODINÁMICOS

En esta sección se utilizarán las expresiones habituales de la mecánica del vuelo para la obtención de las fuerzas y momentos aerodinámicos que permitirán calcular las cargas máximas que deberá soportar la aeronave. Dichas expresiones se desarrollan en el Anexo I.

Derivadas aerodinámicas	Valor aproximado
$C_{Lw\alpha}$	<b>5,2607</b>
$C_{Lt\alpha}$	<b>4,4210</b>
$\epsilon_{t\alpha}$	<b>0,2443</b>
$CL_{\alpha}$	<b>5,6783</b>
$CL_{\dot{\alpha}}$	<b>1,3914</b>
$CL_q$	<b>5,8285</b>
$CL_{\eta}$	<b>0,5526</b>
$CM_{\alpha}$	<b>-2,8367</b>
$CM_{\dot{\alpha}}$	<b>-7,3375</b>
$CM_q$	<b>-30,7357</b>
$CM_{\eta}$	<b>-2,9142</b>

Tabla 2. Derivadas aerodinámicas según las aproximaciones de la mecánica del vuelo.

Un valor habitual del factor de carga límite en planeadores es de 5,3 [10]. Con este valor, habiendo calculado todas las derivadas de estabilidad y con una velocidad de diseño de 20 m/s se plantea y resuelve un sistema de dos ecuaciones a partir del sumatorio de fuerzas verticales y momentos nulos, para una maniobra simétrica estacionaria ( $\dot{\alpha} = 0$ ). Este sistema tiene dos incógnitas, el ángulo de ataque  $\alpha$  y la deflexión del estabilizador  $\eta$ .

$$L = n \times W = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w (CL_0 + CL_{\alpha} \alpha + CL_{\eta} \eta + CL_q q) \quad (2)$$

$$0 = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w c_w (CM_0 + CM_{\alpha} \alpha + CM_{\eta} \eta + CM_q q)$$

donde  $q = \frac{\Delta n}{v} g$ .

Una vez resuelto el sistema, la sustentación en el ala y el estabilizador se puede calcular fácilmente con la primera ecuación del sistema anterior. Hay que recalcar que se está considerando el  $CL_0$  del perfil 2D.

El siguiente paso es obtener la distribución de sustentación. Para ello, se va a suponer que el coeficiente de sustentación sigue una distribución elíptica según la siguiente expresión:

$$c_L(X) = CL_{max} \sqrt{1 - \left(\frac{2X}{b}\right)^2} \quad (3)$$

$$p_w(X) = \frac{1}{2} \rho V^2 c_w(X) c_L(X) \quad (4)$$

donde la variable  $X$  es local a lo largo de la envergadura y parte del encastrado.

Además, se debe cumplir:

$$L_w = \int_{X=-b/2}^{b/2} p_w(X) dX = \frac{1}{2} \rho V^2 \int_{X=-b/2}^{b/2} c_w(X) c_L(X) dX \quad (5)$$

De las ecuaciones 4 y 5, comparando y sustituyendo el valor ya obtenido de la sustentación en el ala, se obtiene la distribución de sustentación:

$$p_w(X) = \frac{c_w(X) c_L(X)}{\int_{-b/2}^{b/2} c_w(X) c_L(X) dX} L_w \quad (6)$$

Para la distribución de momentos se actúa de forma análoga. Esta se define de la siguiente forma:

$$m_w(X) = \frac{1}{2} \rho V^2 c_w^2(X) c_M(X) \quad (7)$$

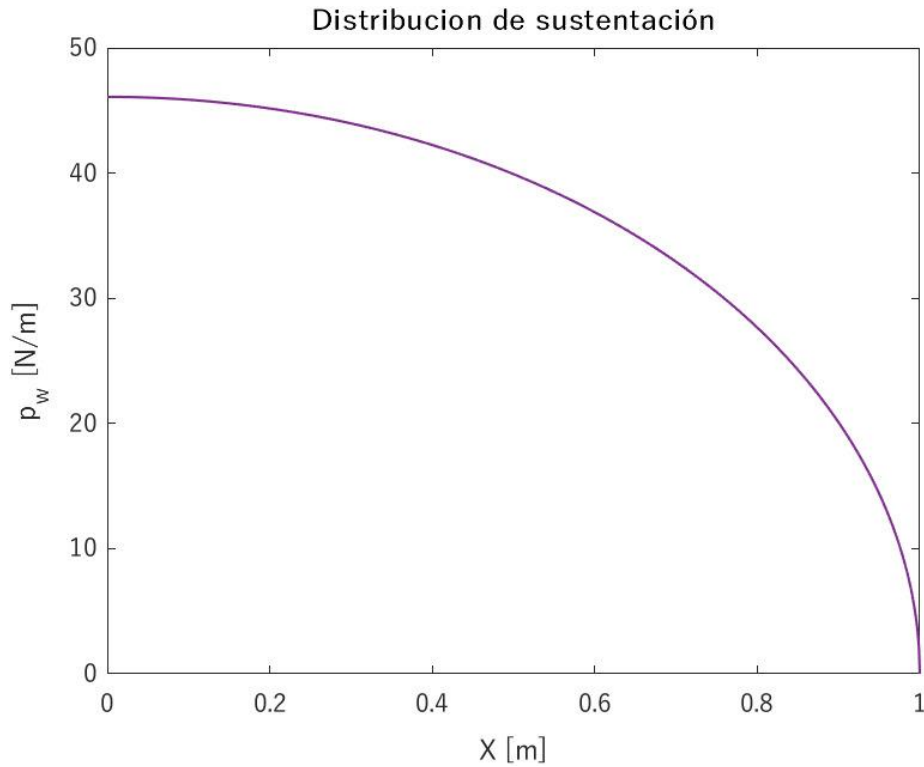
Y debe cumplirse que la resultante sea igual al momento total de cabeceo en el centro aerodinámico:

$$M_w = \int_{X=-b/2}^{b/2} m_w(X) dX \quad (8)$$

Comparando las expresiones, la distribución de momentos es la siguiente:

$$m_w(X) = \frac{c_w^2(X) c_M(X)}{\int_{-b/2}^{b/2} c_w^2(X) c_M(X) dX} M_w \quad (9)$$





*Ilustración 8. Distribución de sustentación a lo largo del semiala para el factor de carga límite.*

## 4.6 SOLICITACIONES EN EL ALA

Una vez obtenidas las distribuciones de sustentación y momento para el factor de carga límite se pueden obtener los esfuerzos flectores, cortantes y torsores en el ala, planteando las ecuaciones de equilibrio.

$$0 = V_Z(X) + n \int_{x=X}^{b/2} \mu_w(x) dx - \int_{x=X}^{b/2} p_w(x) dx \quad (10)$$

$$0 = M_Y(X) + n \int_{x=X}^{b/2} (x - X) \mu_w(x) dx - \int_{x=X}^{b/2} (x - X) p_w(x) dx \quad (11)$$

$$0 = T_X(X) + n \int_{x=X}^{b/2} (-\mu_w(x)) e_{cgw} dx + \int_{x=X}^{b/2} p_w(x) e_{caw}(x) dx + \int_{x=X}^{b/2} m_w(x) dx \quad (12)$$

donde  $e_{cgw} = x_e - x_{cg}$  y  $e_{caw} = x_e - x_{ca}$  son las excentricidades del centro de gravedad y centro aerodinámico de cada perfil, respectivamente. Estas variables son función de la distancia si la cuerda varía a lo largo de la envergadura ( $e_{cgw}(x)$ ,  $e_{caw}(x)$ ).

Suponiendo una distribución de masa constante, los resultados obtenidos se muestran en las siguientes figuras.

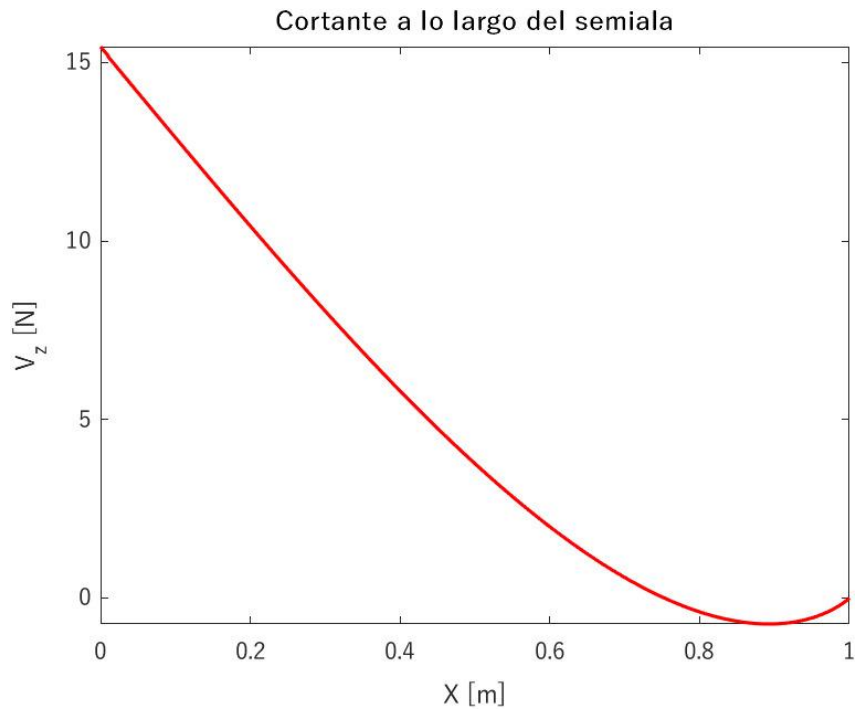


Ilustración 9. Cortante a lo largo del semiala.

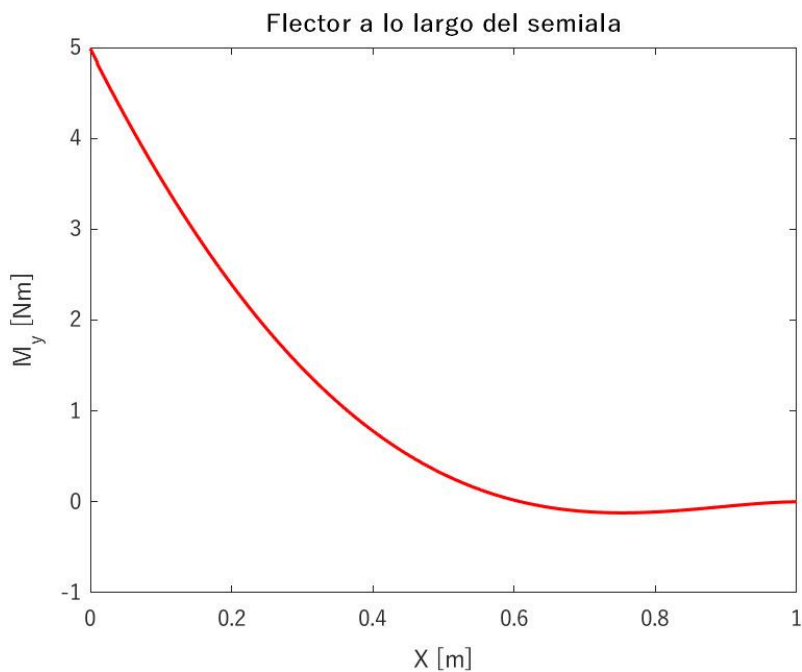


Ilustración 10. Flector a lo largo del semiala.

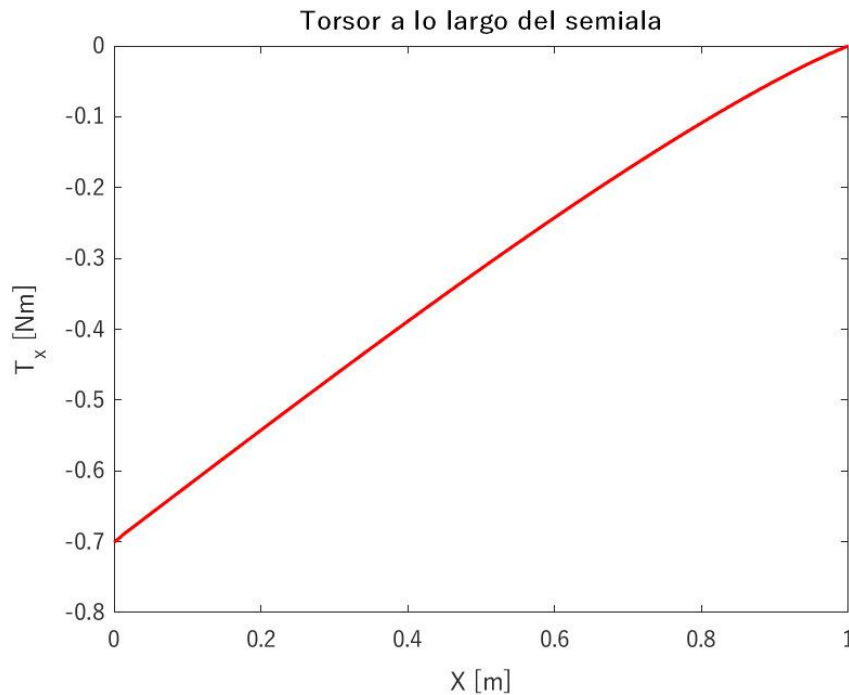


Ilustración 11. Torsor a lo largo del semiala.

En el diseño final los esfuerzos serán soportados por un tubo cilíndrico interior (larguero) de fibra de carbono. Este larguero atravesará varias costillas que irán recubiertas por la piel, también de fibra de carbono. Como valor inicial, el diámetro exterior del larguero será de 8 mm. Para calcular el diámetro interior hay que obtener el mínimo número de capas de preimpregnado capaces de soportar los esfuerzos del ala.

$$I = \frac{\pi}{4}(r_2^4 - r_1^4) \quad (13)$$

$$\sigma_{max} = \frac{M_{y_{max}}}{I} z = 43,25 \text{ MPa} \quad (14)$$

Sabiendo que la tensión máxima según la Ilustración 2 es 963 MPa, con una sola capa de fibra de carbono en el larguero debería haber más que suficiente. El factor de seguridad resultante es de más de 22.

## 4.7 SOLICITACIONES EN EL FUSELAJE

En el fuselaje hay que tener en cuenta, en primer lugar, los esfuerzos del ala y del empenaje en el encastre y, en segundo lugar, el motor colocado al inicio del fuselaje y una batería colocada a 0,1 m. Con estas consideraciones y planteando las ecuaciones de equilibrio de forma análoga a la sección anterior, se obtienen los resultados que se muestran a continuación.

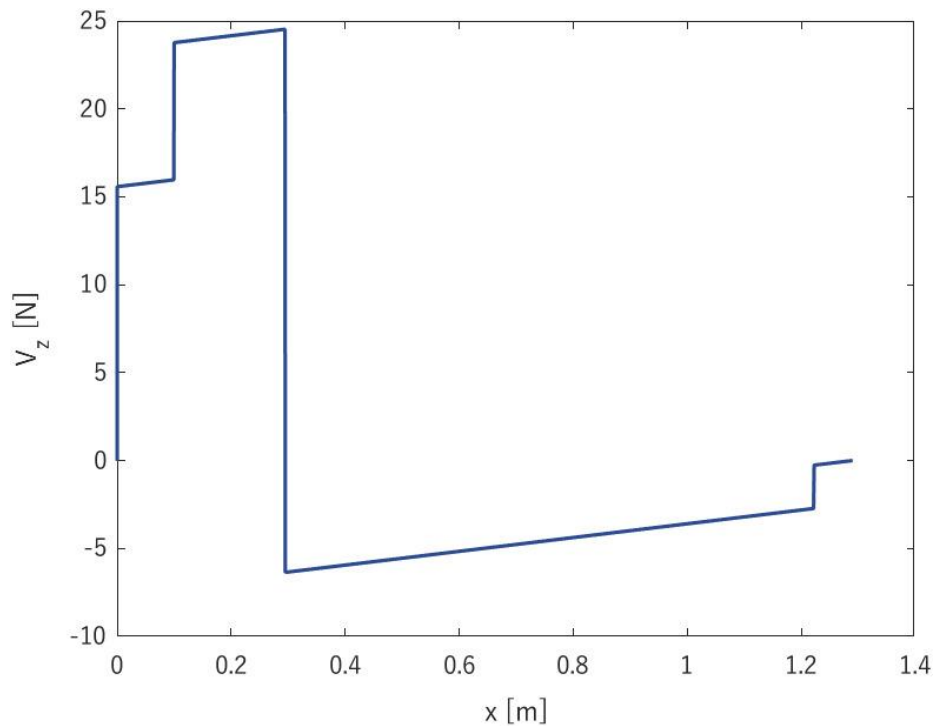


Ilustración 12. Cortante en el fuselaje.

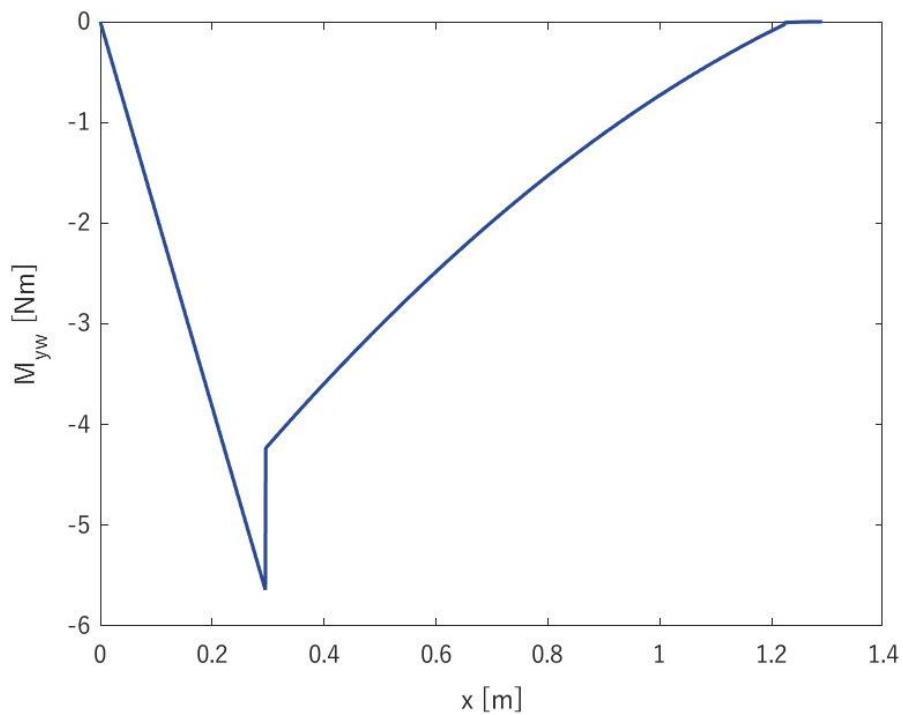


Ilustración 13. Flector en el fuselaje.

El momento flector máximo es de -5,64 Nm. Aplicando la Ecuación 14 se obtiene que la tensión máxima utilizando 1 capa de fibra de carbono es de 19,12 MPa, con lo que se obtiene un factor de seguridad de más de 50.

## 4.8 PUNTO DE DISEÑO

En esta sección se pretende estudiar las limitaciones de la aeronave en cada fase del vuelo, según los valores obtenidos anteriormente. El análisis consiste en obtener la potencia-peso al despegue como función de la carga alar para cada etapa. Hay que recalcar que los modelos que se van a emplear a continuación están pensados para cumplir con la normativa CS 25 de aeronaves comerciales. Sin embargo, aunque esta no aplique para el planeador, el objetivo de esta sección es estimar la potencia que necesita el motor del UAV.

### Despegue

Por definición, el despegue abarca la distancia que recorre la aeronave por la pista hasta alcanzar una altura de 35 ft sobre el terreno. Sin embargo, esta definición no es apropiada para este planeador por dos razones. En primer lugar, el diseño está planteado para ser lanzado con la mano o algún otro tipo de lanzadera, por lo que la distancia de despegue se va a suponer de pocos metros. En segundo lugar, la altitud de crucero puede ser de pocos metros o, como máximo, de decenas de metros, por lo que las dimensiones de la operación del planeador tienen una escala inferior.

Parámetro	Valor
$S_{TO}$ [m]	<b>20</b>
$CL_{max_{TO}}$ [-]	<b>1.4</b>
$V_{TO}$ [m/s]	<b>5</b>
$\eta_r$ [-]	<b>0.95</b>
$\eta_{despegue}$ [-]	<b>0.65</b>

Tabla 3. Parámetros utilizados para el cálculo de la fase de despegue.

$$\frac{P_{TO}}{W_{TO}} = \frac{V_{TO}}{\eta_r} \times \frac{1.13^2}{\rho \eta_{despegue} g} \times \frac{\frac{W_{TO}}{S_w}}{\sigma CL_{max_{TO}} S_{TO}} \quad (15)$$

La ecuación 15 es una recta cuyo corte en el eje de abscisas se encuentra en el origen de coordenadas, y cuya pendiente viene definida por los parámetros de la Tabla 3 y por la altitud de despegue.

### Ascenso

El modelo de esta fase no depende de la carga alar, por lo que en la gráfica se va a dibujar como una línea horizontal. Se va a asumir que, tanto la velocidad como el peso y potencia de ascenso son iguales a los de despegue. En cuanto a

la pendiente de ascenso mínima se va a elegir un 10%. Este valor, aunque sea elevado, se verá más adelante que no supone una limitación ya que hay otras fases más restrictivas.

Parámetro	Valor
$\gamma_{min}$ [-]	<b>10%</b>
$CL_2$ [-]	<b>1.4</b>
$V_2 = V_{T0}$ [m/s]	<b>5</b>
$CD_2$ [-]	<b>0.0823</b>

Tabla 4. Parámetros utilizados para el cálculo de la fase de ascenso.

$$\frac{P_{T0}}{W_{T0}} = \frac{V_2}{\eta_r} \times \frac{T_{T0}}{T_2} \times \left( \frac{CD_2}{CL_2} + \gamma_{min} \right) \times \frac{W_2}{W_{T0}} \quad (16)$$

### Crucero

El modelo de crucero parte de la condición de vuelo equilibrado, asumiendo una polar parabólica de coeficientes constantes. Además, como no se van a diseñar dispositivos hipersustentadores, el  $CD_0$  y  $CL_\alpha$  serán los mismos en todas las fases.

Parámetro	Valor
$\frac{P_{T0}}{P_{cr}} = \frac{T_{T0} V_{T0}}{T_{cr} V_{cr}}$ [-]	$1 \times \frac{V_{T0}}{V_{cr}}$
$V_{cr}$ [m/s]	<b>20</b>
$W_{cr} = W_{T0}$ [N]	<b><math>1,372 \times g</math></b>
$\eta_r$ [-]	<b>0,97</b>
$CD_0$ [-]	<b>0,005</b>
$CL_\alpha$ [-]	<b>5,6783</b>
$e$ [-]	<b>0,73</b>

Tabla 5. Parámetros utilizados para el cálculo de la fase de crucero.

$$CD = CD_0 + \frac{CL_{cr}^2}{\pi A R e}$$

$$T_{cr} = D_{cr}; W_{cr} = L_{cr}$$

$$\frac{P_{T0}}{W_{T0}} = \frac{V_{cr}}{\eta_r} \times \frac{P_{T0}}{P_{cr}} \times \left[ \frac{\frac{1}{2} \rho V_{cr}^2 CD_0}{\frac{W_{T0}}{S_w}} + \frac{\frac{W_{T0}}{S_w} \left( \frac{W_{cr}}{W_{T0}} \right)^2}{\frac{1}{2} \rho V_{cr}^2 \pi A R e} \right] \quad (17)$$

## Aterrizaje

La expresión para esta fase teniendo en cuenta la CS 25.125 es la siguiente:

$$\frac{W_{TO}}{S_w} = \frac{W_{TO}}{W_L} \eta_{landing} \frac{g\rho_0}{1,23^2} \sigma CL_{max} S_{LA} \quad (18)$$

Parámetro	Valor
$S_{LA}$ [m]	<b>15</b>
$\frac{W_{TO}}{W_L}$ [-]	<b>1</b>
$\eta_{landing}$ [-]	<b>0.3</b>
$CL_{max}$ [-]	<b>1.4</b>

Tabla 6. Parámetros utilizados para el cálculo de la fase de aterrizaje.

La aeronave no cuenta con un tren de aterrizaje, por lo que no tiene frenos. Es decir, el parámetro de  $\eta_{landing}$  dependerá de la superficie en la que se realice el aterrizaje. A ser las velocidades bajas, la distancia de frenado no va a ser una limitación. Los valores de la Tabla 6 se han escogido para poder graficar un resultado para el aterrizaje en el diagrama completo.

## Diagrama de limitaciones

La Ilustración 14 junta las expresiones de cada una de las fases, de forma que la zona admisible se sitúa encima de todas las líneas. La zona preferida para situar el punto de diseño en una aeronave comercial es la parte inferior derecha de la zona admisible, ya que cuanto mayor sea la carga alar, mejor será el comportamiento frente a ráfagas, y cuanto menor sea el empuje requerido, el motor será más ligero y consumirá menos potencia. Para un planeador, sin embargo, es preferible tener una carga alar menor ya que el avión será más maniobrable y podrá generar más sustentación o velocidades bajas.

En este caso, aunque al calcular la carga alar el punto cae en la parte derecha de la zona admisible, hay que considerar que la línea de la fase de aterrizaje se ha colocado en ese punto escogiendo los valores de la Tabla 6, y que el alargamiento de esta aeronave se queda un poco corto en comparación con otros planeadores.

En cuanto al motor, para estar dentro de la zona admisible para la carga alar dada, debe tener una relación potencia-peso de alrededor de 2.

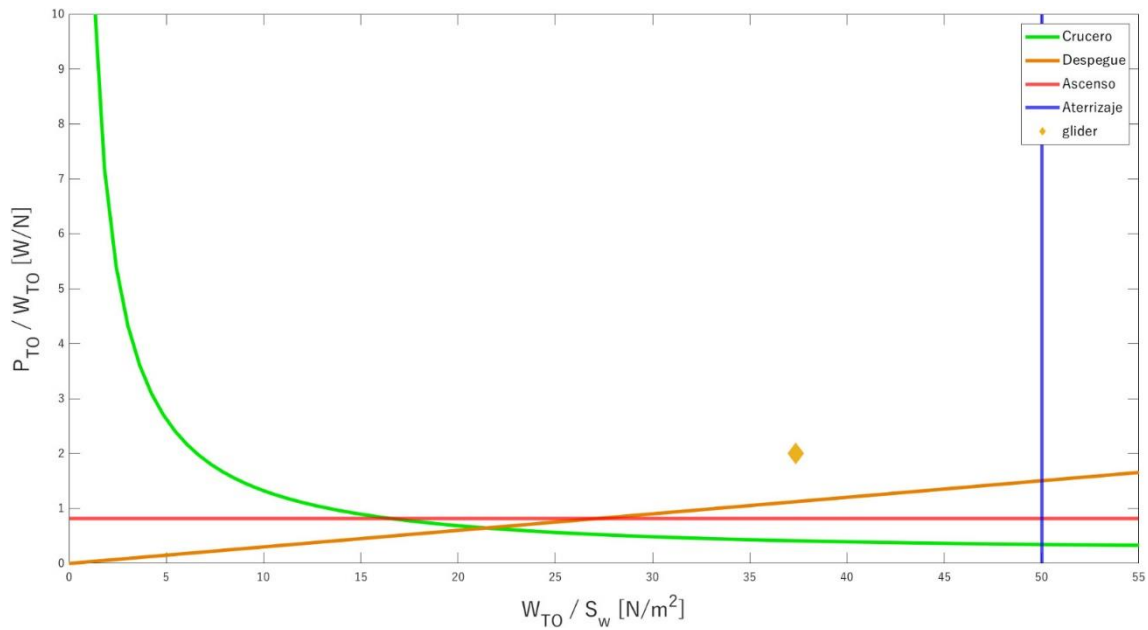


Ilustración 14. Diagrama de limitaciones y punto de diseño.

## 4.9 ESTABILIDAD ESTÁTICA

Existen tres tipos de estabilidad estática: positiva, negativa y neutra.

- En la estabilidad positiva, el sistema tiende a volver hacia su posición inicial de equilibrio ante una perturbación.
- En la estabilidad negativa, ante una perturbación las fuerzas y momentos del sistema tienden a alejarlo de su posición inicial de equilibrio.
- En la estabilidad neutra, ante una perturbación las fuerzas y momentos del sistema se cancelan, por lo que se alcanza una nueva posición de equilibrio.



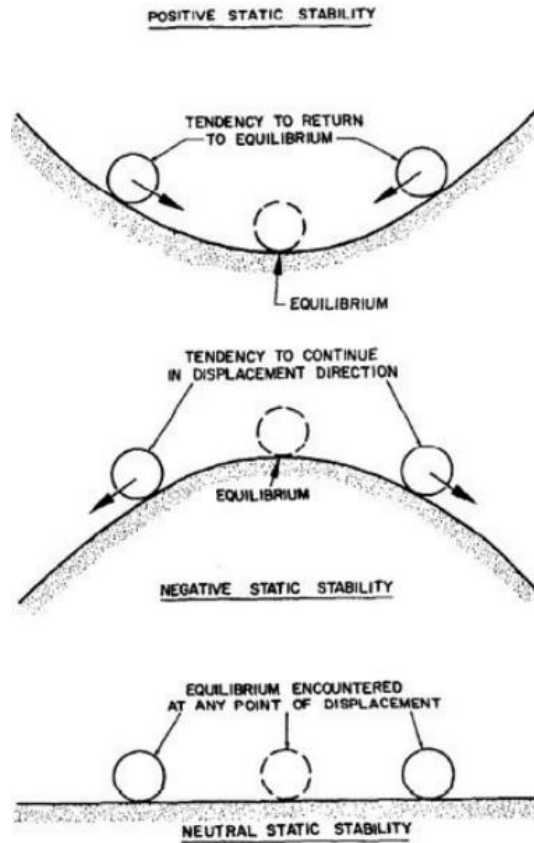


Ilustración 15. Estabilidad estática.

Para que una aeronave se considere estáticamente estable debe cumplirse:

- El  $CM_\alpha$  debe ser negativo. De esta forma, si aparece una perturbación en el ángulo de ataque, el momento que se genera tiende a oponerse a esa perturbación.
- Para que se cumpla la condición anterior, el margen estático debe ser positivo.

$$ME = \frac{xPN - xCG}{c_w} \quad (19)$$

De las expresiones de la mecánica del vuelo se obtiene que el  $CM_\alpha$  es -2,96, y el margen estático elevado, del 51% de la cuerda media aerodinámica. Este último valor indica que el planeador puede ser demasiado estable, lo que puede suponer una falta de maniobrabilidad y menor eficiencia. Sin embargo, como se verá en secciones posteriores, la masa del motor y de las baterías de la configuración final varía considerablemente respecto de las estimaciones iniciales, haciendo que el centro de gravedad se desplace hacia atrás y reduciendo el margen estático.

## 5. DISEÑO DEL FUSELAJE

Anteriormente se ha comentado que el fuselaje se basa en diseño de un planeador de la categoría F5J (Ilustración 1). En esta sección se describe el proceso seguido para escanear la pieza, el material utilizado y el diseño posterior del fuselaje en un programa de diseño asistido por ordenador.

Para el escaneado se ha empleado el EinScan Pro 2X, una herramienta que permite escanear piezas tridimensionales y exportarlas a un software de diseño asistido por ordenador. Este escáner, según las especificaciones de la ficha técnica [19], tiene una exactitud inferior a 0,05 mm, una tasa de 20 fotogramas por segundo. El escáner se sincroniza en tiempo real con un software CAD que permite editar y corregir las imperfecciones en el proceso de escaneo.



*Ilustración 16. EinScan Pro 2X.*

El proceso consiste en recorrer poco a poco todas las partes de la pieza hasta tener una nube de puntos con la calidad deseada. Aunque es un proceso sencillo, tanto el escaneado de las esquinas como el de las superficies completamente lisas tiene cierta dificultad. En el caso del fuselaje, al ser una pieza casi cilíndrica y lisa en el extremo posterior, el escáner no dispone de suficientes puntos de referencia en esa zona. No obstante, se trata de una zona que se puede replicar fácilmente en el software de CAD.

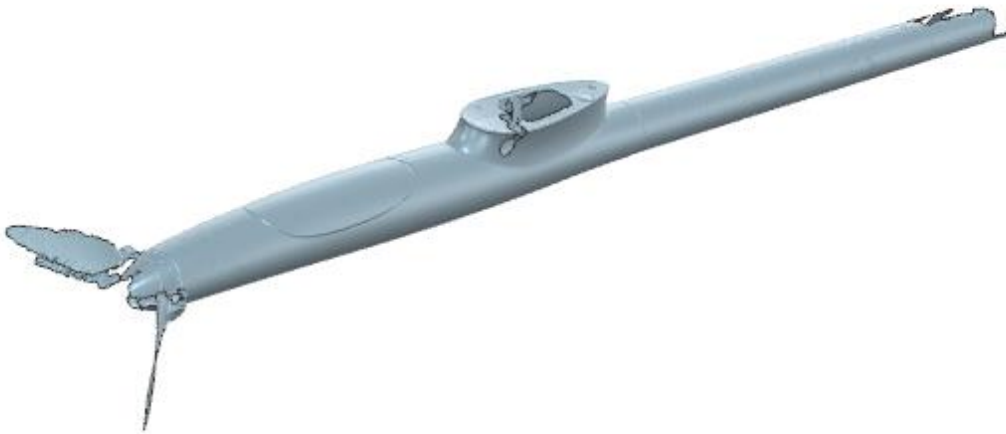
El montaje realizado para el escaneado de la pieza del fuselaje consiste en colocar la pieza colgada de modo que se pueda girar el escáner sobre la misma. Además, de esta forma se evita que otras superficies interfieran en el proceso.

En la Ilustración 17 se muestra la nube de puntos resultante, donde se observa que no ha sido posible escanear la pieza en su totalidad. Trabajando sobre estos puntos, se ha dibujado un fuselaje de igual longitud a la pieza original: 1133 mm.

La longitud de la pieza es demasiado grande como para poder fabricarla con un solo molde con el material del que se dispone. Por lo que se va a dividir la pieza en dos partes (Ilustración 19).

El diseño empieza en la parte superior, donde se sitúa el anclaje con el ala. Una vez dibujada esta zona, se sitúan una serie de circunferencias que sirven como guías para dibujar las superficies de las dos partes del fuselaje.

La superficie final del fuselaje ha aumentado en más de 2000 mm<sup>2</sup> hasta los 966,56 cm<sup>2</sup>, lo que supone un ligero aumento de peso. La distribución de este peso también es distinta. Como se puede ver en las siguientes imágenes, la parte inicial del fuselaje, la que se corresponde con la primera pieza, es más ancha que la parte final.



*Ilustración 17. Nube de puntos obtenida con el escáner. Se observa que la precisión en la parte delantera del fuselaje es bastante buena, mientras que la parte más estrecha no ha sido posible escanearla.*

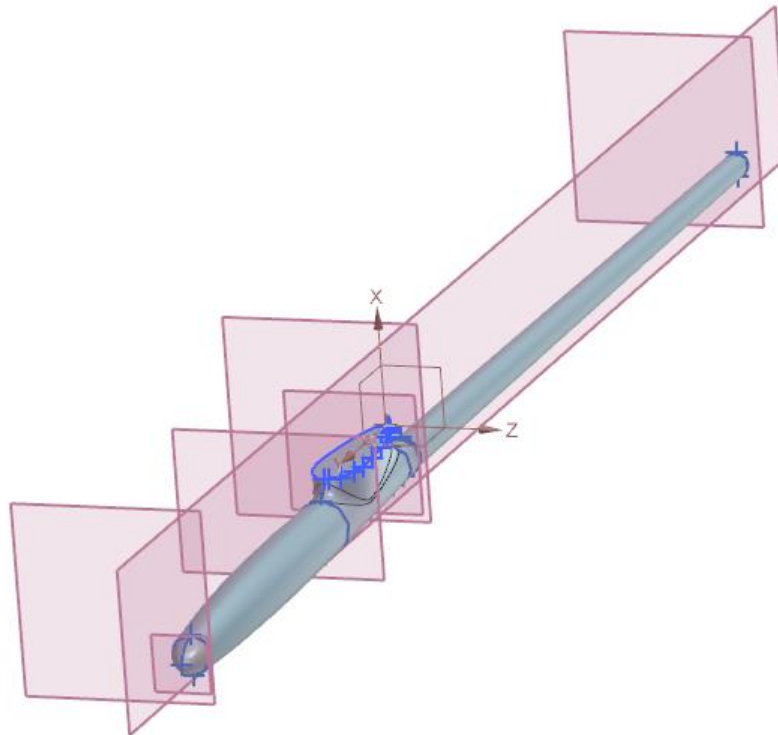


Ilustración 18. Diseño del fuselaje en el software SIEMENS NX.

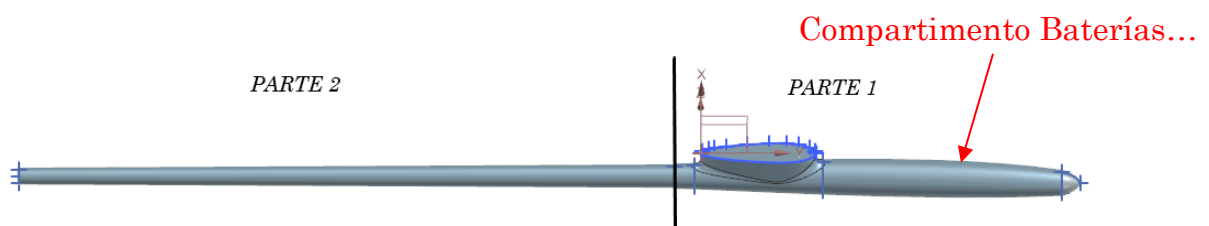


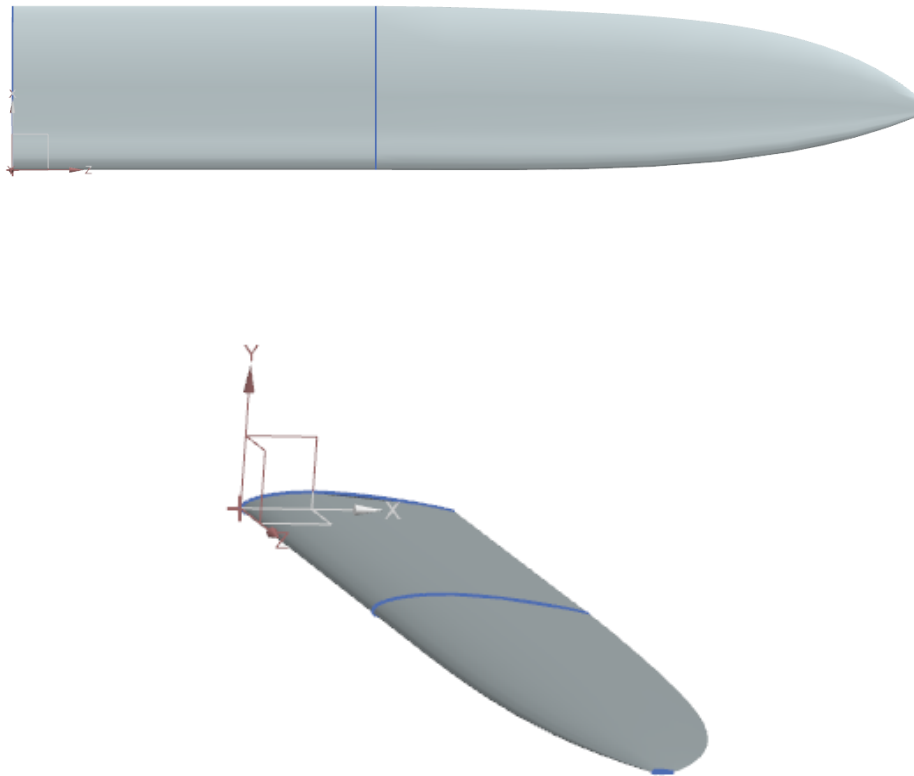
Ilustración 19. Diseño final del fuselaje basado en la nube de puntos de la Ilustración 17.

En el interior del fuselaje se van a situar varios componentes como las baterías o el motor. Para tener acceso a estos, se va a hacer un corte en la zona marcada en la Ilustración 19.

## 6. DISEÑO DEL ALA

En el diseño del ala, el primer paso ha sido importar los puntos del perfil elegido (Sección 4.2) y escalarlos a la cuerda en la raíz, de valor 180 mm. El siguiente paso ha sido decidir la forma de la pieza. Un ala rectangular, como la que se muestra en la Ilustración 7 es más sencilla, tanto a nivel de fabricación como en el análisis aerodinámico posterior. En este caso, la parte central de la misma será recta, con una longitud de 400 mm.

Sin embargo, dada la facilidad y libertad que se tiene a la hora de diseñar y fabricar piezas con materiales compuestos se ha decidido dibujar un ala cuyo extremo se asemeje a un ala elíptica. De este modo se puede obtener un mejor rendimiento aerodinámico, minimizando la resistencia inducida en la punta del ala. En la Ilustración 20 se muestra la forma final del semiala.



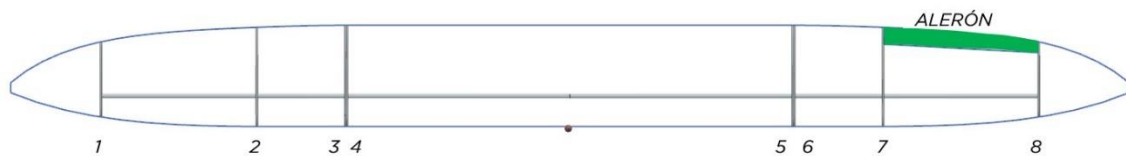
*Ilustración 20. Diferentes vistas de la forma final del ala.*

El revestimiento de fibra de carbono va a ser de una sola capa, por lo que se necesitan, o bien una serie de cuadernas que mantengan la forma deseada, o una espuma que actúe como núcleo. Se opta por una solución intermedia en la que se emplea la espuma en toda el ala y se colocan unas cuadernas al inicio y final de cada pieza del ala que sirven de unión. La espuma será de PVC con

una densidad de  $60 \text{ kg/m}^3$ . Sabiendo que el volumen interior del ala es de alrededor de  $7,9 \text{ dm}^3$ , se obtiene una masa para la espuma de casi  $470 \text{ g}$ .

Por otro lado, como ya se ha comentado anteriormente, un larguero de  $8 \text{ mm}$  de diámetro exterior atravesará toda el ala. Este larguero será el encargado de soportar los esfuerzos.

Las cuadernas se van a fabricar con madera de balsa de espesor  $3 \text{ mm}$  y su distribución se muestra en la Ilustración 21. Las dos cuadernas más exteriores tienen una separación de  $275,5 \text{ mm}$ . En esta zona es donde se sitúa el alerón, con esa envergadura. En total hay 4 cuadernas por semiala.



*Ilustración 21. Distribución de cuadernas. Entre las cuadernas 3-4 y 5-6 se encuentra la separación de las distintas partes del ala. Entre las cuadernas 1-2 y 7-8 se sitúan los alerones.*

Por su parte, el larguero, fabricado en fibra de carbono, tendrá una longitud de  $1680 \text{ mm}$ , e irá colocado a un  $30\%$  de la cuerda. El número de capas y peso final de toda el ala se calcula en la Sección 10, una vez se hayan obtenido las fuerzas aerodinámicas.



*Ilustración 22. Render de las cuadernas.*

## 6.1 VORTEX LATTICE METHOD

Para el estudio aerodinámico del ala se ha decidido emplear el VLM, considerando un ala rígida, es decir, sin tener en cuenta el acoplamiento fluido-estructura. A continuación, se describe este modelo.

El método de malla de torbellinos es un método numérico para el modelado de superficies sustentadoras mediante la creación de una serie de torbellinos de herradura. Para ello las superficies aerodinámicas se discretizan en paneles sobre los que se sitúan los torbellinos. El sistema de ecuaciones resultante permitirá obtener una solución para dichos torbellinos.

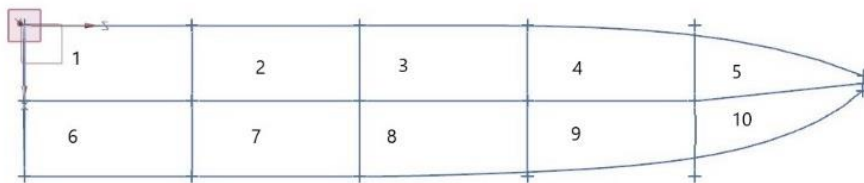


Ilustración 23. Discretización del semiala en paneles.

Nº panel	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
nx	8	8	8	8	8	8	8	8	8	8
ny	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12

Tabla 7. Discretización en subpaneles.

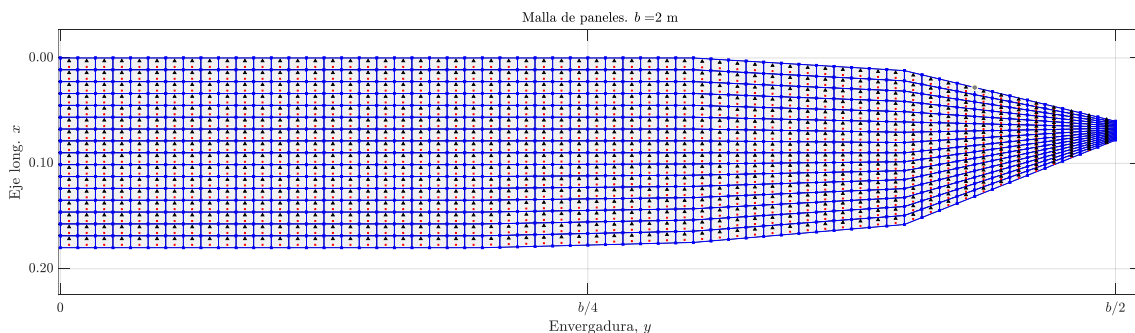


Ilustración 24. Malla final para el estudio aerodinámico.

### 6.1.1 Ley de Biot-Savart

Para poder escribir el sistema de ecuaciones, en primer lugar, hay que describir la ley de Biot-Savart. Ésta permite obtener el campo de velocidades debido a un filamento de torbellino de intensidad  $\Gamma$  que, aunque se considerará recto en este proyecto, para su definición se supondrá una curva de elemento diferencial de arco  $dl$  con la dirección positiva de  $\Gamma$  de acuerdo con la regla de la mano derecha. Esta curva  $C$  viene definida por la longitud de

arco  $s$ . La velocidad  $V(x, y, z)$  inducida en el punto  $P$ , por un filamento de torbellino se obtiene según la siguiente ecuación:

$$V(x, y, z) = \int_c \frac{\Gamma \, dl \times r_p(s)}{4\pi \|r_p(s)\|^3} \quad (20)$$

donde  $r_p$  es el vector de posición  $P$  respecto a un punto genérico de la curva  $R(s) = X(s)i + Y(s)j + Z(s)k$ .

Los torbellinos de herradura del modelo aerodinámico se obtienen mediante la combinación de unos casos particulares de la integral de la Ecuación 20.

### **Filamento recto de longitud semi-infinita**

Se considera un filamento recto con un torbellino de intensidad  $\Gamma$  con la dirección del vector  $dl$ , tal y como se dibuja en la Ilustración 25. El filamento tiene como origen el punto  $A$ , y lleva asociado un vector unitario  $n_\Gamma$  orientado hacia dicho punto inicial. La distancia hasta el origen se denota por  $s$ . El elemento diferencial de longitud se puede escribir como  $dl = ds n_\Gamma$ . Siendo el vector  $r_p(s) = r_{AP} + s n_\Gamma$  y resolviendo la integral se llega a la expresión de la velocidad en el punto  $P$ , de coordenadas  $R_p$ , inducida por un filamento semi-infinito que comienza en el punto  $A$ , de coordenadas  $R_A$ , con dirección  $n_\Gamma$  (Ecuación 21).

$$V_{\text{semi}}(R_p, R_A, n_\Gamma, \Gamma) = \frac{\Gamma}{4\pi \|r_{AP}\|} \frac{n_\Gamma \times n_{AP}}{1 + n_\Gamma \cdot n_{AP}} \quad (21)$$

$$n_{AP} = \frac{r_{AP}}{\|r_{AP}\|} = \frac{R_p - R_A}{\|R_p - R_A\|} \quad (22)$$



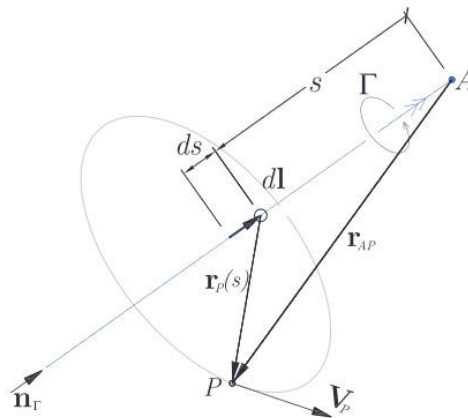


Ilustración 25. Filamento semi-infinito de intensidad  $\Gamma$ .

### Filamento recto de longitud finita

En segmento de filamento de torbellino se puede obtener matemáticamente mediante la superposición de dos torbellinos semi-infinitos (Ilustración 26).

$$V_{\text{seg}}(R_P, R_A, R_B, \Gamma) = V_{\text{semi}}(R_P, R_B, n_{AB}, \Gamma) + V_{\text{semi}}(R_P, R_A, n_{AB}, -\Gamma) \quad (23)$$

$$n_{AB} = \frac{r_{AB}}{\|r_{AB}\|} = \frac{R_B - R_A}{\|R_B - R_A\|} \quad (24)$$

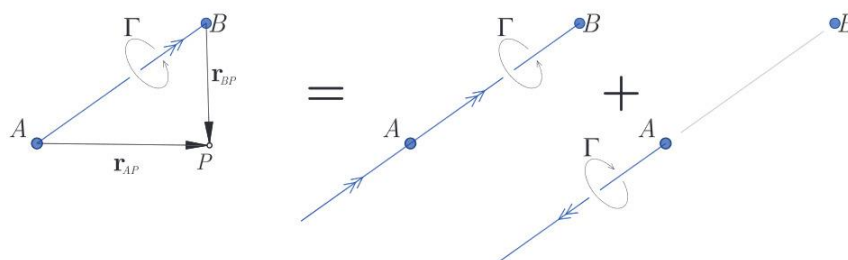


Ilustración 26. Segmento de torbellino.

## Torbellinos en herradura

Finalmente, se obtiene un torbellino de herradura mediante la superposición de dos torbellinos de longitud semi-infinitos y uno de longitud finita. (Ilustración 27), o también a partir de la combinación de cuatro torbellinos semi-infinitos.

$$\begin{aligned}
 V_{\text{herr}}(R_P, R_A, R_B, n_\Gamma, \Gamma) &= V_{\text{semi}}(R_P, R_A, n_\Gamma, \Gamma) + V_{\text{seg}}(R_P, R_A, R_B, \Gamma) \\
 &+ V_{\text{semi}}(R_P, R_B, n_\Gamma, -\Gamma) \\
 &= V_{\text{semi}}(R_P, R_A, n_\Gamma, \Gamma) + V_{\text{semi}}(R_P, R_B, n_{AB}, \Gamma) \\
 &+ V_{\text{semi}}(R_P, R_A, n_{AB}, -\Gamma) + V_{\text{semi}}(R_P, R_B, n_\Gamma, -\Gamma)
 \end{aligned} \tag{25}$$

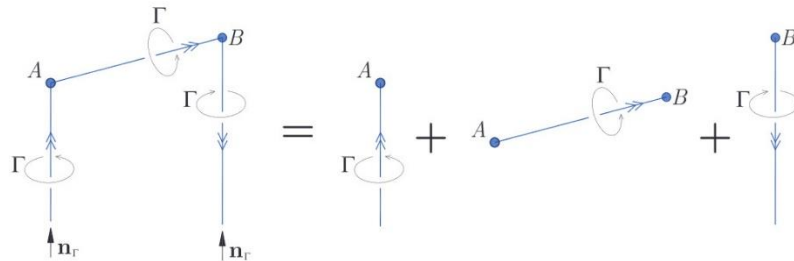


Ilustración 27. Torbellino de herradura.

### 6.1.2 Modelo numérico de malla de torbellinos

#### Malla de paneles

Para construir la malla de torbellinos hay que conocer los Teoremas de Vorticidad de Kelvin y de Helmholtz:

- Teorema 1. A lo largo de una línea de vórtice la circulación  $\Gamma$  es constante.
- Teorema 2. Un filamento de torbellino no puede empezar o terminar abruptamente en un fluido, sino que debe ser cerrado, o extenderse hasta el infinito, o terminar en un contorno sólido. Además, la circulación  $\Gamma$  es igual a la intensidad del torbellino sobre cualquier sección.
- Teorema 3. Un fluido, en ausencia de fuerzas rotacionales (generadas por las fuerzas viscosas) permanece irrotacional.

Se verifica que: una malla de vórtices puede tolerar un salto en las velocidades tangenciales, con la velocidad normal a la malla continua. De este modo, este tipo de mallas se pueden emplear para representar superficies de sustentación. Siguiendo la implementación clásica, en la que los vórtices y punto de control se sitúan a  $\frac{1}{4}$  y  $\frac{3}{4}$  de la cuerda de los paneles, respectivamente, se procede de la siguiente manera:

- El ala se divide en paneles cuadriláteros, cada uno de ellos con un torbellino.
- El segmento de torbellino de herradura entra A-B se sitúa sobre la línea a  $\frac{1}{4}$  del frente del panel, y el punto de control a  $\frac{3}{4}$  del panel.
- Se considera una estela plana sobre el plano del ala.
- La cola de los torbellinos sigue la dirección de la velocidad sin perturbar  $U_\infty$ .
- Las intensidades de cada torbellino  $\{\Gamma_j\}$  se determinan garantizando que las condiciones de contorno se cumplen en los puntos de control.

### Sistema de ecuaciones

La geometría del ala  $z$  es función de las coordenadas a lo largo de la cuerda  $x$  y de la envergadura  $y$ . Por tanto, la ecuación de la superficie se puede escribir como  $F(x, y, z) = z - f(x, y)$ . Una vez discretizada el ala y localizados los  $N$  torbellinos, se deduce el sistema de  $N$  ecuaciones a partir de las condiciones de contorno en los puntos de control. Esto es, la velocidad inducida por un torbellino de herradura en dichos puntos debe ser nula (Ecuación 26).

$$\nabla_{C_j} \cdot \nabla F(x_{C_j}) = \left[ V_\infty - v_{\text{avion}}(x_{C_j}) + \nabla \varphi_{C_j} \right] \cdot \nabla F_{C_j} = 0 \quad , \quad 1 \leq j \leq N \quad (26)$$

donde

$$\begin{aligned} \nabla \varphi_{C_j} &= \sum_{k=1}^N V_{\text{herr}}(R_{C_j}, R_{Ak}, R_{Bk}, n_\infty, \Gamma_k) = \sum_{k=1}^N V_{\text{herr}}(R_{C_j}, R_{Ak}, R_{Bk}, n_\infty, 1) \Gamma_k \\ &= \sum_{k=1}^N v_{jk} \Gamma_k \end{aligned} \quad (27)$$

Reorganizando la Ecuación 26 se obtiene el siguiente sistema de ecuaciones:

$$H\Gamma = U_\infty a \quad (28)$$

donde  $a_j$  y  $H_{jk}$  se definen como:

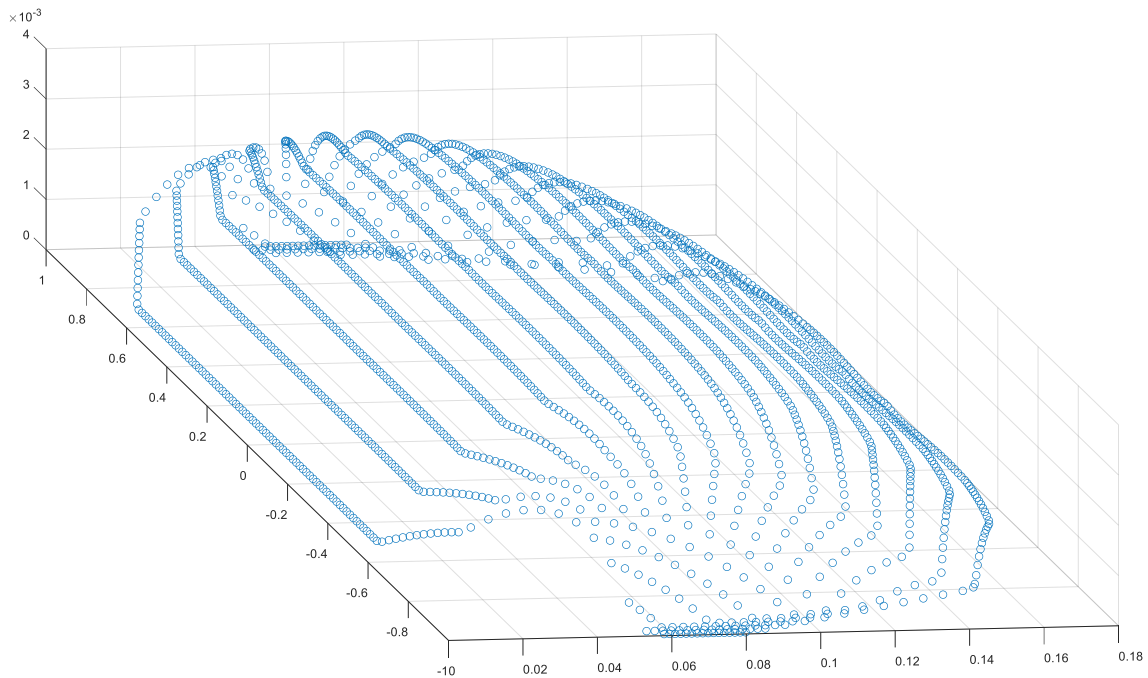
$$H_{jk} = v_{jk} \cdot \nabla F_{C_j}, \quad 1 \leq j, k \leq N$$

$$a_j = - \left[ \frac{V_\infty - v_{avion}(x_{C_j})}{U_\infty} \right] \cdot \nabla F_{C_j} \quad (29)$$

Para calcular los parámetros anteriores es necesario definir la ecuación de la superficie y su gradiente  $\nabla F_{C_j}$ . Esta superficie, de forma simplificada, se va a definir como aquella que pasa por la línea media de cada perfil. De este modo, como se tienen las coordenadas de los puntos que conforman esta línea para cada sección, se puede hacer una interpolación para obtener la variación de la coordenada  $z$  en función de las coordenadas  $x - y$ .

## Resultados

Una vez resuelto el sistema anterior, la sustentación en cada uno de los paneles se obtiene según la Ecuación 30.



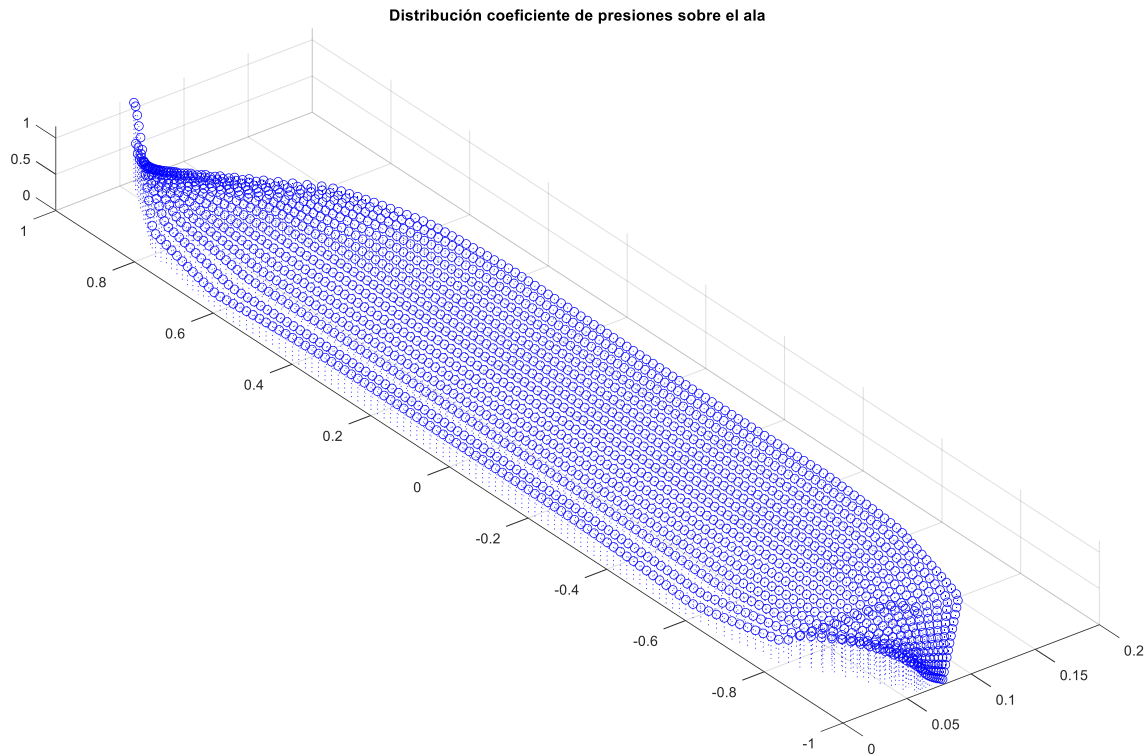
*Ilustración 28. Centros aerodinámicos de cada subpanel, situados sobre la línea media de cada perfil.*

$$L_j = \rho_\infty U_\infty \Gamma_j \Delta y_j \quad (30)$$

El salto de presiones en el panel  $j$  se puede calcular como la sustentación entre la superficie de cada panel.

$$\Delta p_j = \frac{L_j}{S_j} = \frac{\rho_\infty U_\infty \Gamma_j}{\Delta x_j} \quad (31)$$

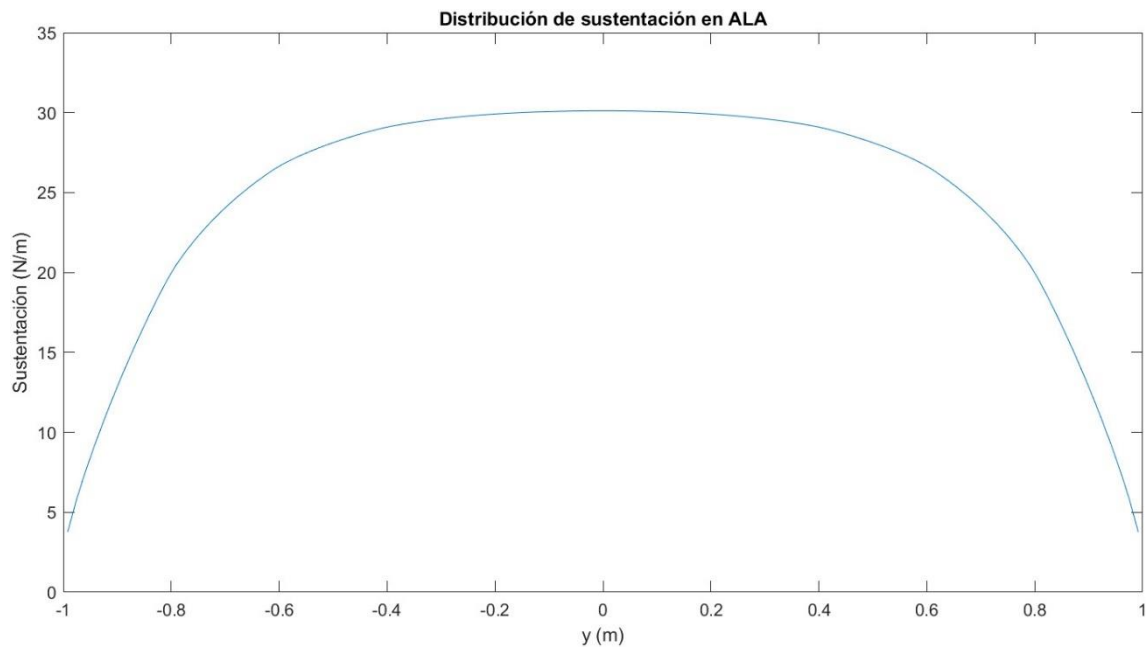
$$\Delta c_{pj} = \frac{\Delta p_j}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2} \quad (32)$$



*Ilustración 29. Distribución del coeficiente de presiones en el ala para un ángulo de ataque de  $1^\circ$ .*

La distribución de sustentación a lo largo de la envergadura se obtiene calculando la sustentación del perfil  $i$ -ésimo según la Ecuación 33.

$$p_{Li} = \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 \sum_{j \in \mathcal{P}(i)} \Delta c_{pj} \Delta x_j \quad (33)$$



*Ilustración 30. Sustentación del perfil  $i$ -ésimo del ala para un ángulo de ataque de  $5^\circ$ .*

Finalmente, la sustentación total se calcula como la suma de la sustentación de cada panel. En la Tabla 8.

$\alpha$ [ $^\circ$ ]	$L_w$ [N]
$0^\circ$	<b>13,05</b>
$1^\circ$	<b>19,55</b>
$5^\circ$	<b>45,56</b>
$10^\circ$	<b>78,06</b>

*Tabla 8. Sustentación para varios ángulos de ataque.*

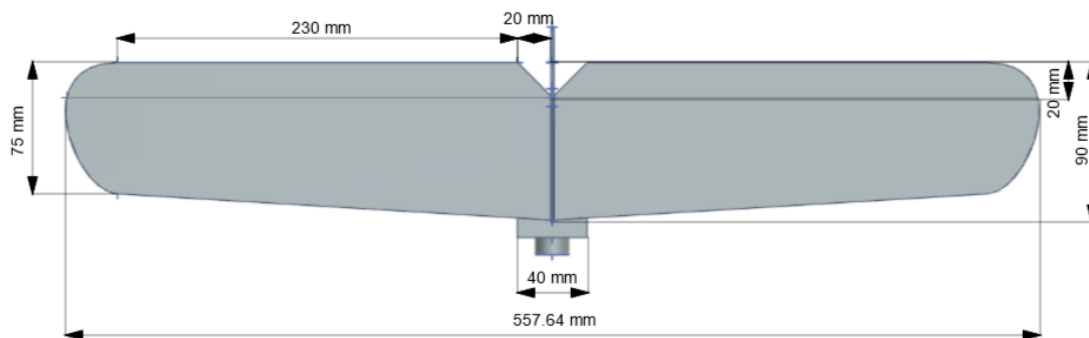
El  $CL_0$  que se obtiene es de 0,179, y el  $CL_\alpha$  de 5,507.

## 7. DISEÑO DEL EMPENAJE

Tanto el estabilizador horizontal como el vertical van a tener un diseño simple. Como ya se ha comentado en la Sección 4, estas partes van a estar fabricadas en madera de balsa, con una sola chapa de 3 mm de espesor.

### 7.1 CAD

El diseño del estabilizador horizontal parte del boceto realizado en la Sección 4. La cuerda en la raíz es la misma, de 90 mm, pero en la punta se ha reducido a 75 mm. Las puntas se han redondeado, lo que ha aumentado la envergadura del estabilizador a los 557.64 mm. El área total se ha reducido ligeramente desde los 450 cm<sup>2</sup> hasta los 442.85 cm<sup>2</sup>, de los cuales 104.95 cm<sup>2</sup> son del elevador. El elevador tiene una cuerda de 20 mm. Además, en el borde de ataque la flecha es de 3.4°.



*Ilustración 31. Diseño y dimensiones del estabilizador horizontal.*

El estabilizador vertical tiene la misma altura que en el boceto inicial, de 120 mm. La cuerda en la raíz es de 90 mm y, al igual que en el estabilizador horizontal, la punta se ha redondeado, reduciendo el área de 108 cm<sup>2</sup> a 79.22 cm<sup>2</sup>. El estabilizador vertical tiene una flecha de 29.5° en el borde de ataque y de 9.5° en el borde de salida.

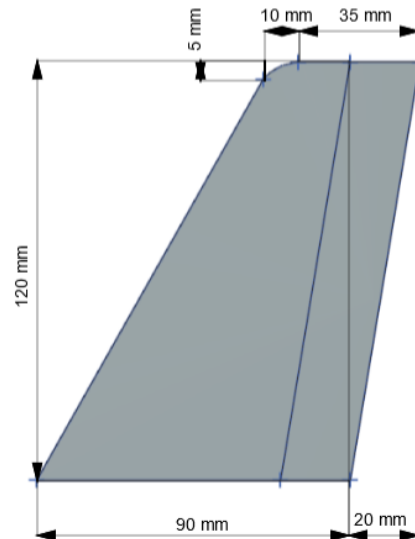


Ilustración 32. Diseño y dimensiones del estabilizador vertical.

Estas piezas han de unirse de alguna forma al fuselaje. En la Ilustración 33 e Ilustración 34 se muestran, desde dos perspectivas distintas, cómo es la fijación del empenaje al fuselaje. En primer lugar, una pequeña pieza cilíndrica envuelve, con algún tipo de pegamento, la parte final del fuselaje. Además, el empenaje va fijado a una placa de madera de balsa de dimensiones 80 mm de largo y 40 mm de ancho. Esta placa a su vez va fijada a la pieza cilíndrica y el fuselaje mediante un clavo o un tornillo.

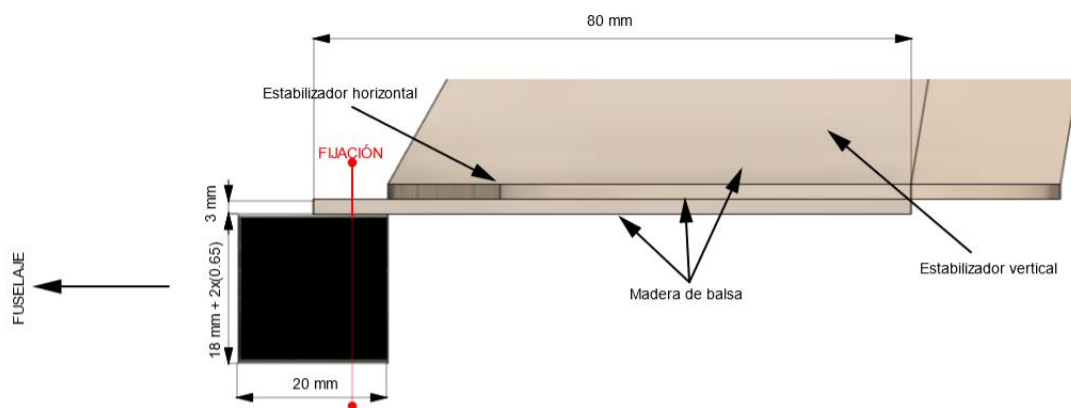
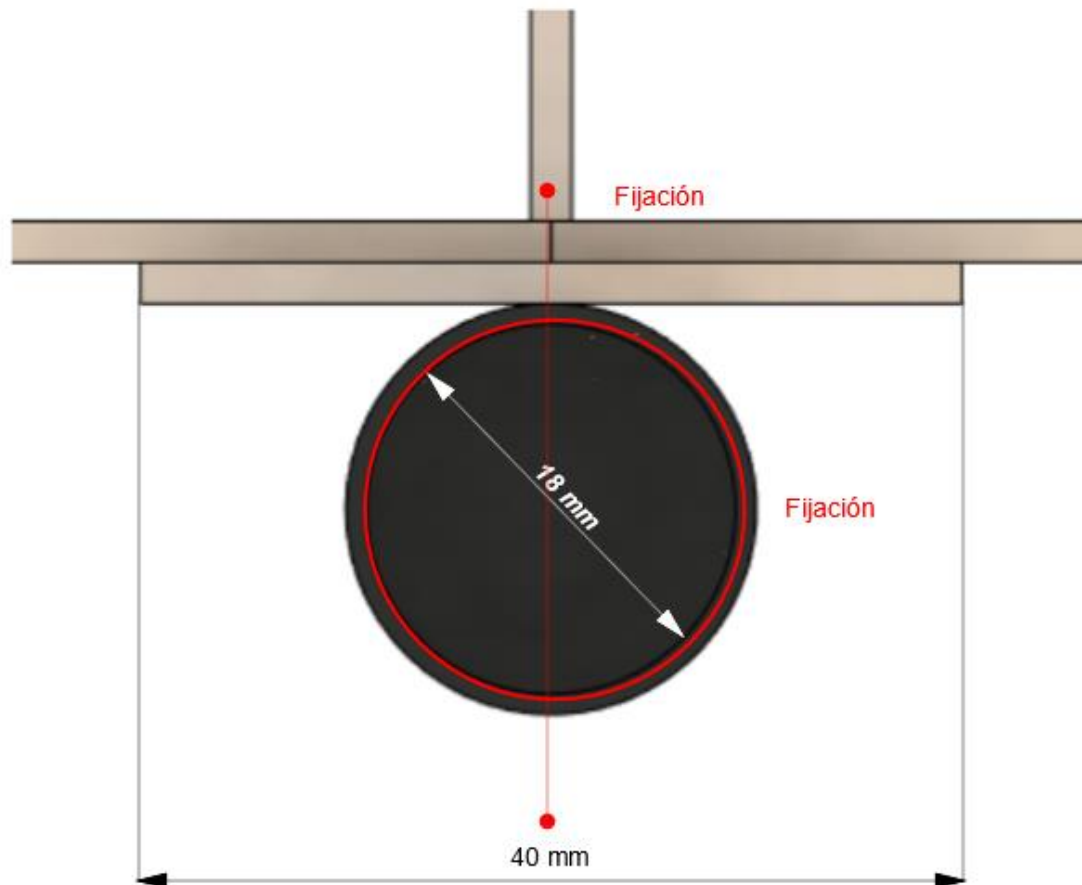


Ilustración 33. Vista de perfil de la fijación del empenaje al fuselaje.





*Ilustración 34. Vista frontal de la fijación del empenaje al fuselaje.*

## 7.2 VORTEX LATTICE METHOD

La sustentación que genera el estabilizador horizontal también se puede calcular mediante el VLM. En este caso, la discretización es más sencilla ya que se va a considerar un ala con forma de trapecio rectángulo dividida en dos paneles. Se trata de una placa plana, por lo que la obtención de la función de superficie se simplifica respecto al cálculo del ala.

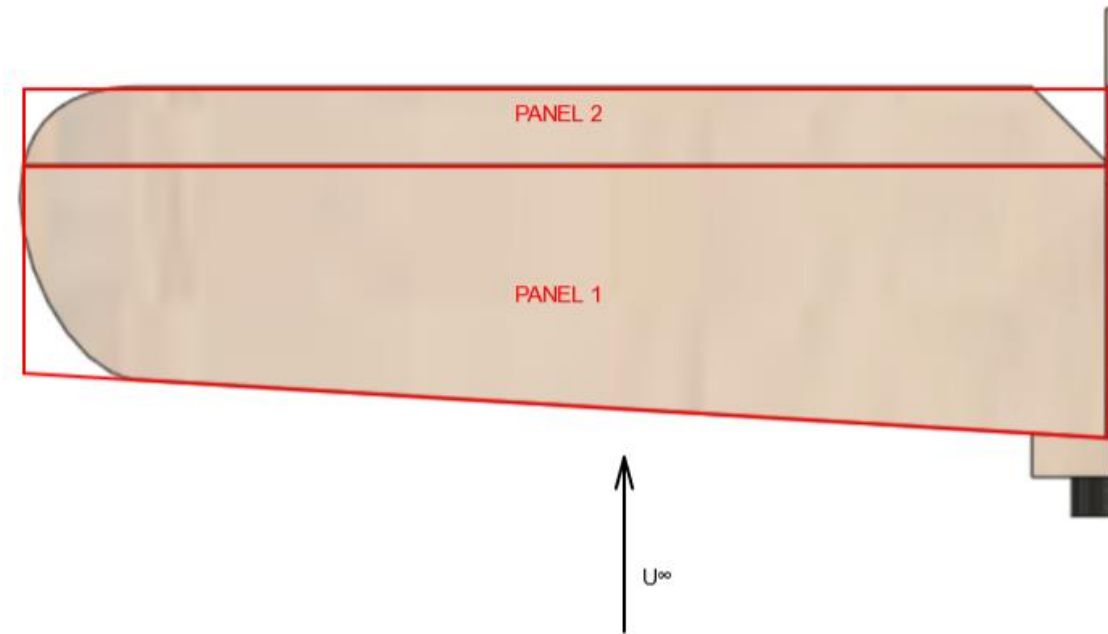


Ilustración 35. Paneles del estabilizador horizontal para el análisis aerodinámico.

La siguiente tabla muestra el número de subpaneles de cada panel. El resultado se muestra en la Ilustración 36.

Nº panel	1	2
<b>nx</b>	<b>10</b>	<b>6</b>
<b>ny</b>	<b>32</b>	<b>32</b>

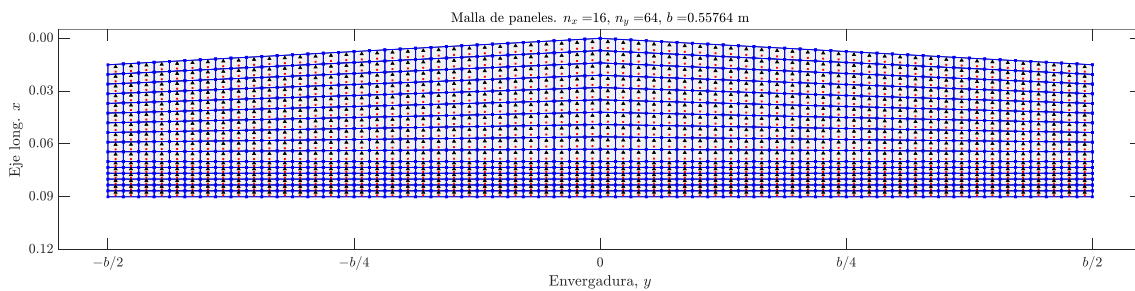


Ilustración 36. Discretización en subpaneles.

A continuación, aplicando la teoría del VLM de la Sección 6.1, se llega a la distribución del coeficiente de presiones y de sustentación adimensional. También se ha obtenido una distribución mediante las expresiones habituales de la mecánica del vuelo, obteniéndose unos valores ligeramente superiores a los del VLM.

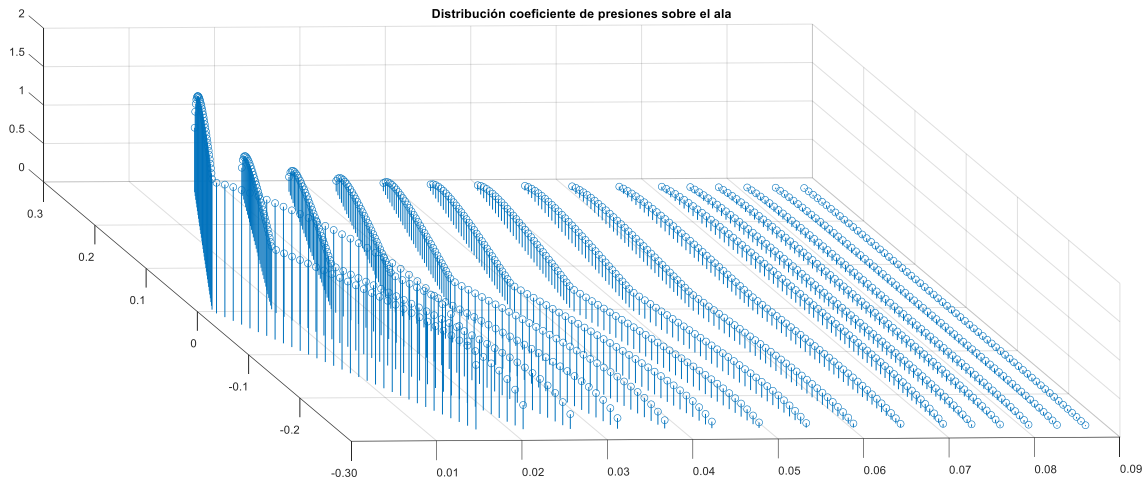


Ilustración 37. Distribución del coeficiente de presiones en estabilizador horizontal para un ángulo de ataque de  $5^\circ$  sin tener en cuenta el efecto "downwash" del ala.

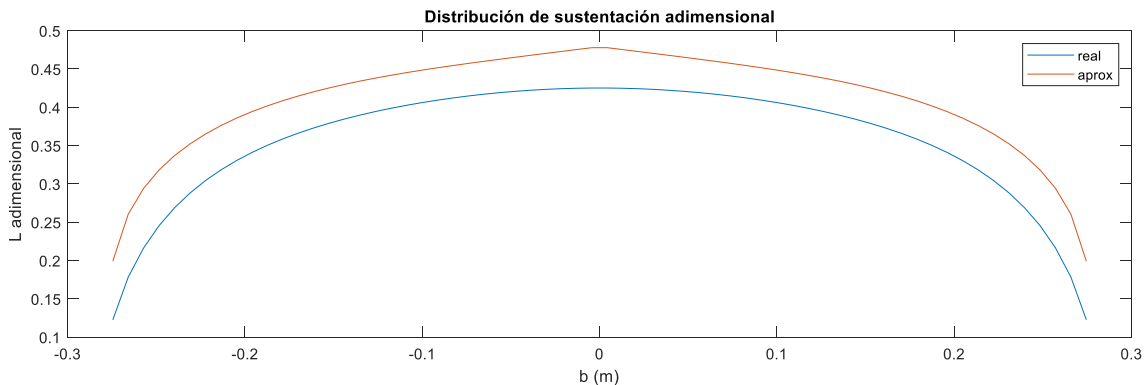
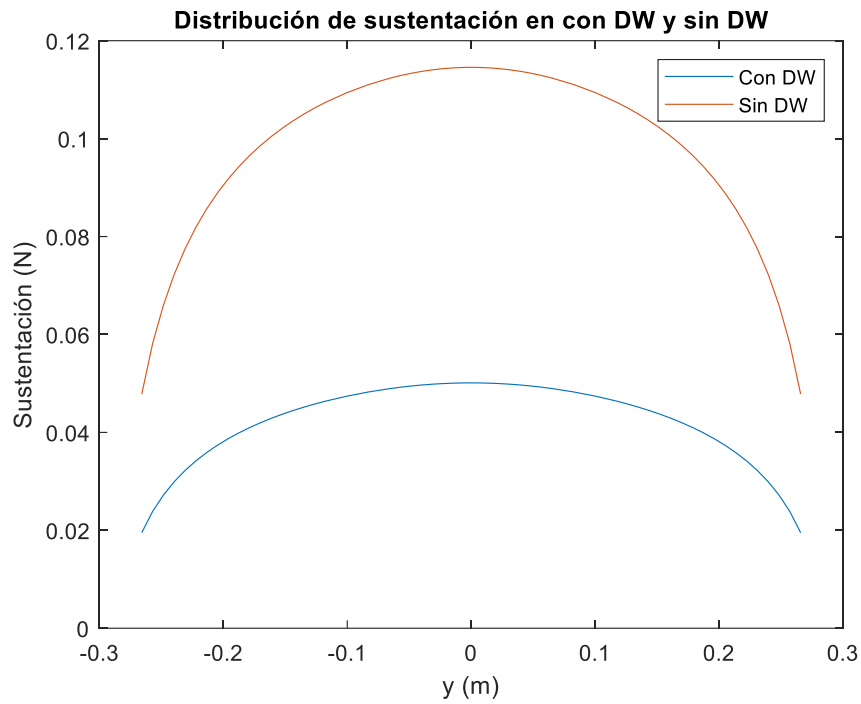
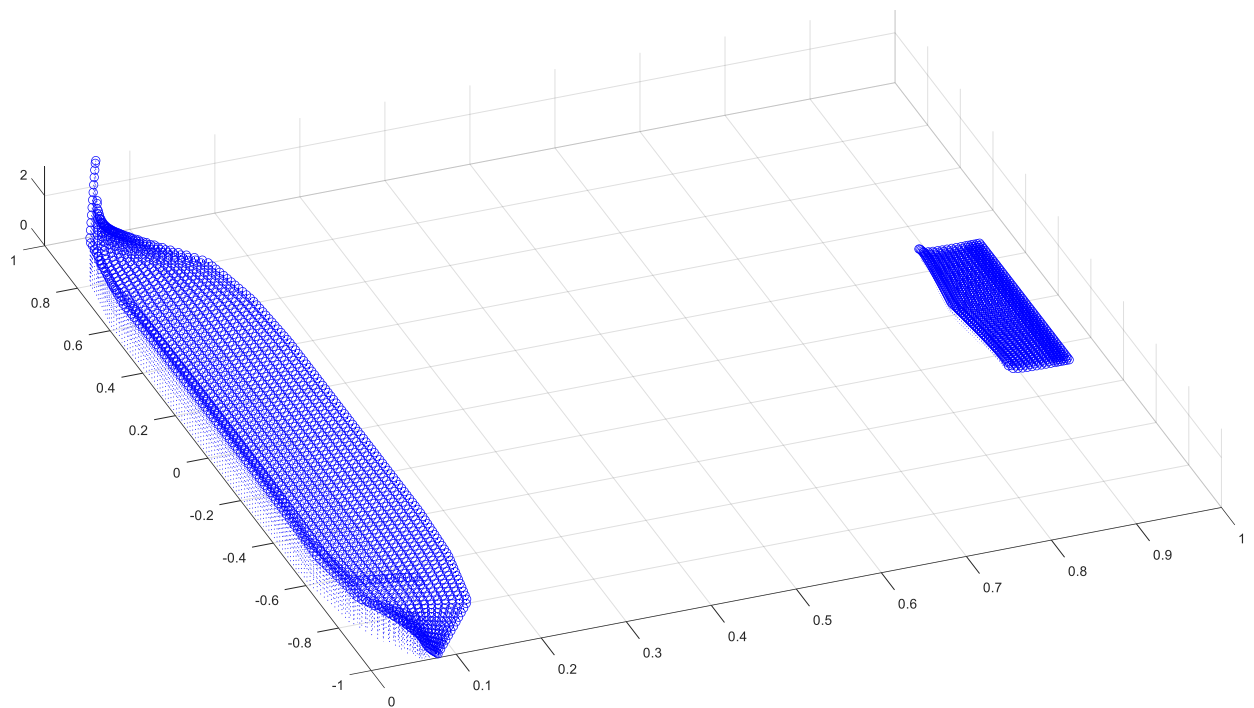


Ilustración 38. Para un ángulo de ataque de  $5^\circ$  y sin "downwash", comparación de la distribución de sustentación adimensional "real" (VLM) y aproximada (expresiones de la mecánica del vuelo).

La distribución anterior se ve afectada por el efecto "downwash". El ala produce una desviación del flujo hacia abajo que modifica el ángulo de ataque efectivo del estabilizador horizontal. En la Ilustración 39 se obtiene la distribución de sustentación en el estabilizador para un ángulo de ataque de  $5^\circ$ , esta vez con el "downwash", y se observa que hay una reducción considerable.



*Ilustración 39. Comparación de la sustentación del estabilizador horizontal con y sin el efecto del ala, para un ángulo de ataque de  $5^\circ$ .*



*Ilustración 40. Distribución del coeficiente de presiones del conjunto ala-estabilizador, para un ángulo de ataque de  $5^\circ$ .*

## 8. MOTOR

En la Sección 4.8 se ha visto que se necesita una relación de potencia-peso de alrededor de 2 W/N al despegue para cumplir con todas las limitaciones en cada fase del vuelo. Esto significa una potencia de aproximadamente 27 W para el peso calculado en la Sección 4.4.

Después de una extensa búsqueda, en la que se han evaluado motores de diferentes fabricantes y características, en la Tabla 9 se presentan 16 motores que, a priori, presentan unas características que podrían ser apropiadas para el planeador. Los criterios para esta selección han sido los siguientes:

- El peso es un parámetro crítico, especialmente en un glider, donde el objetivo es mantenerse en el aire sin un empuje constante del motor. Un motor pesado influirá negativamente en la relación peso-potencia, por lo que afectará a la eficiencia y autonomía.
- KV o RPM por Voltio. Este parámetro indica las revoluciones del motor por Voltio aplicado, sin carga. Si el motor tiene un KV elevado, para el mismo voltaje más rápido girará el motor, lo cual es apropiado para hélices pequeñas. Sin embargo, un motor con un KV bajo es más eficiente para aplicaciones que requieren menores revoluciones, con hélices más grandes. Este es el caso de los planeadores, por lo que solo se van a considerar valores de KV inferiores a 2000 (siendo 2000 un valor muy elevado para este tipo de aplicaciones).
- Empuje y potencia. Es importante la elección de un motor con un empuje suficiente para maniobras como la de despegue, donde la demanda de potencia es máxima. En general, para planeadores o aviones lentos, la relación empuje-peso suele ser de 0.3:1 o 0.4:1.
- Corriente de pico, que indica el consumo de corriente máximo, durante las maniobras de mayor demanda como el despegue. Esto afectará a la elección de las baterías o paneles solares.
- Corriente de vacío, corriente consumida con el motor funcionando sin carga.
- El diámetro del motor no debe sobrepasar los 28 mm que mide el fuselaje en su extremo.

Por otra parte, para cada uno de los motores el fabricante, o bien recomienda una hélice, o especifica las propiedades que debe tener para optimizar el rendimiento del motor. En general, las hélices pequeñas se utilizan para aplicaciones donde las revoluciones van a ser elevadas, como los drones. En esos casos proporcionan mucha aceleración, pero pueden ser menos eficientes. Para el glider, las hélices relativamente grandes se adecuan mejor, ya que proporcionan más empuje con menores revoluciones. Además, la resistencia

aerodinámica se reduce cuando la hélice tiene pocas palas, un factor determinante que afectará al planeo del avión.

Modelo	Diámetro (mm)	Max Pow (W)	Max Thrust(g)	Min Pow (W) (50% Throttle)	Min Thrust (g) (50% Throttle)	Peso (g)	Peak Current (A)	Idle Current (A)	KV	Propeller
T-motor F2004 1700KV	24.3	432.37	857.41	57.13	224.7	16.4	21.2	0.38	1700	GF4023
T-motor F2203.5 1500KV	26.8	394.46	710.27	49.35	-	19.7	19.5	0.3	1500	HQDUCTT75MM
Emax Freestyle FS2306 1700KV 3-6S	27.8	937.4	-	-	-	28.6	37.2	0.9	1700	5"-5.5"
EMAX MT2213 935KV CCW	27.9	78.1	490	11	110	55	18	-	935	EMAX8045
T-motor AM20	25.4	37.73	187	10.8	101	10.1	6	0.14	1500	APT10*3.1
T-motor AM40 1850KV	28	143.78	700	37.98	276	22.5	22	0.95	1850	TMOTOR9080
T-motor AM40 1850KV	28	114.16	603	30.66	225	22.5	22	0.95	1850	TMOTOR8044
T-motor AT2304 1500KV	28	74.71	404	19.44	174	20	10	0.3	1500	GWS8050
T-motor AM40 1500KV 3D / 4D (1)	28	87	326	18.75	175	22.3	17	0.7	1500	TMOTOR8044
T-motor AM40 1500KV 3D / 4D (2)	28	97.33	632	20.38	233	22.3	17	0.7	1500	TMOTOR9048
T-motor AS2303 1500KV (1)	28	107.98	481	23.72	192	17	10	0.3	1500	GWS8040
T-motor AS2303 1500KV (2)	28	67.02	329	14.27	136	17	10	0.3	1500	GWS1060
T-motor AS2303 1800KV	28	52.52	320	12.35	125	17	10	0.5	1800	GWS8040
AXI 2217/12 1380KV GOLD Line V2	27.7	330	-	-	-	84	32	0.4	1380	9.5x5"
AXI 2217/20 840KV GOLD Line V2	27.7	270	-	-	-	84	20	0.4	840	12x6"
AXI 2217/16 1050KV GOLD Line V2	27.7	245	-	-	-	84	24	0.4	1050	10x5"

Tabla 9. Lista de motores

De los motores de la tabla anterior, probablemente el que mejores prestaciones ofrezca sea el T-motor F2004 1700KV, ya que es el que tiene una mejor relación peso-potencia. No obstante, los motores AXI son los más utilizados para los planeadores de la categoría F5J. De los tres motores AXI, el de 840KV es el más apropiado para este trabajo. Este tiene una corriente de pico inferior a los otros dos, e inferior al T-motor F2004 1700KV. Además, las KV son mucho menores, y tiene una potencia suficiente. El peso del motor se había sobreestimado, por lo que el peso total se puede reducir considerablemente.



Ilustración 41. AXI 2217/20 840KV GOLD Line V2 Long F5J.

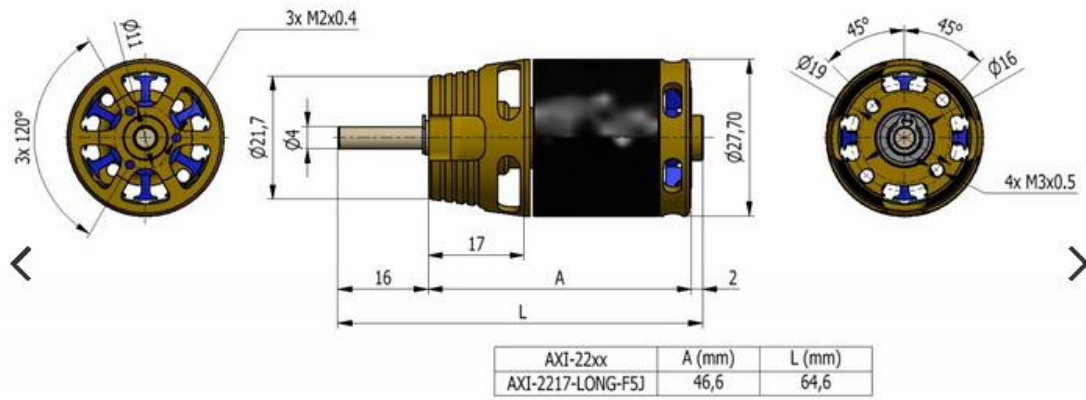


Ilustración 42. Dimensiones del AXI 2217/20 840KV GOLD Line V2 Long F5J.

## 9. BATERÍAS Y CÉLULAS SOLARES

De forma similar a lo que ocurre con las hélices, en la descripción de cada motor el fabricante especifica el voltaje recomendado para las baterías. En el caso del motor elegido, la recomendación es el uso de baterías LiPo 3S (11,1V). Se trata de baterías basadas en Litio, similares a las Ion-Litio, pero con la diferencia de que en las Li-Polímetro se utiliza un electrolito en forma de polímero. En este caso, para obtener el voltaje deseado se juntan tres celdas en serie, siendo el voltaje nominal por celda de alrededor de 3,7V.

Este tipo de baterías, muy utilizadas en aerodelismo, tienen una energía específica ligeramente mayor y pueden fabricarse con menor espesor que las baterías Ion-Litio convencionales. También son más ligeras, ya que no necesitan de un recubrimiento rígido que comprima los electrodos. Otra ventaja de este tipo de baterías es la flexibilidad en el diseño, lo que hace que se puedan encajar de forma compacta en dispositivos como los móviles. Por otra parte, el coste de fabricación es mayor.

El consumo de corriente promedio se va a suponer que es el 30% del consumo máximo, alrededor de 6 A. Si la duración del vuelo ha de ser, por ejemplo, de 30 minutos, y la batería ha de ser capaz de suministrar 6 A durante todo el vuelo, la capacidad de la batería ha de ser de 3000 mAh. Si en lugar de 30 minutos, se necesita una duración de vuelo de 60 minutos, la batería ha de ser de 6000 mAh.

Por otra parte, la tasa de descarga (C-rate) permite gestionar cómo se suministra la energía almacenada en la batería. Por ejemplo, una batería de 6 Ah con un C-rate de 0.5C da como máximo 3 A durante 2 horas. En este caso, hay que tener en cuenta que la corriente máxima puede llegar a ser de alrededor de 20 A. Por lo tanto, el C-rate ha de ser igual o superior a la relación entre la corriente máxima y la capacidad, de forma que la batería sea capaz de suministrar dicha corriente máxima (Ecuación 34).

$$C \geq \frac{20A}{6Ah} = 3,33C \quad (34)$$

Sin embargo, al ser tan pequeño el diámetro del fuselaje, la mayoría de las baterías LiPo del catálogo no caben en el compartimento del fuselaje. En la Tabla 10 se muestran las baterías de mayor capacidad que podrían ser utilizadas en el planeador.



Nombre	Capacidad [mAh]	Voltaje [V]	C-rate	Peso [g]	Dimensiones [mm]
LiPo Desire Power PRO	2200	11.1	25	187	106x34x22.5
LiPo Gens ACE Soaring	2200	11.1	30	168	106x34x21
LiPo TATTU	2300	11.1	75	220	105x33x22
LiPo Gens ACE Soaring	2700	11.1	30	190	103x33.5x25

Tabla 10. Lista de baterías que caben en el compartimento del fuselaje.

En la tabla anterior se observa que la capacidad de las baterías no sería suficiente para realizar un vuelo de 30 minutos.

A continuación, se estudia la posibilidad de colocar células solares flexibles sobre el ala con tal de conseguir una autonomía mayor con la capacidad limitada de las baterías.

Teóricamente caben 8 células solares cuadradas de lado 161.7 mm como las de la Ilustración 43, sin tener en cuenta los alerones que se situarían en las zonas marcadas en rojo. Por tanto, como máximo se pueden colocar 6 células solares. Estas células tienen una eficiencia de 23.3% y una potencia de 6 W, 36 W entre todas las células. Para un vuelo de una hora la energía proporcionada, si se supone que el aporte de energía es constante y con la máxima eficiencia durante todo el vuelo, es de 36 Wh.

$$P_{mediarequerida} = I \times V = 6A \times 11,1V = 66,6W \quad (35)$$

$$E_{req.30min} = P \times t = 33,3Wh \quad (36)$$

$$E_{req.60min} = P \times t = 66,6Wh \quad (37)$$

Por tanto, la energía que requieren las baterías para un vuelo de 1 hora es la diferencia entre la energía requerida y la proporcionada por las células solares, 30.6 Wh. Esto se corresponde con una capacidad de aproximadamente 2760 mAh, es decir, sobre el papel, ninguna de las baterías de la tabla tienen la capacidad suficiente para realizar, combinadas con las células solares, vuelos de más de 60 minutos. De esas baterías, la mejor es la LiPo Gens ACE Soaring de 2700 mAh, ya que es la que mayor capacidad tiene sin que el peso difiera con las demás opciones, y la autonomía sería de alrededor de 58 minutos. En la realidad, la autonomía del glider dependerá de factores como el ángulo de incidencia del Sol, el uso del motor en crucero o el viento.

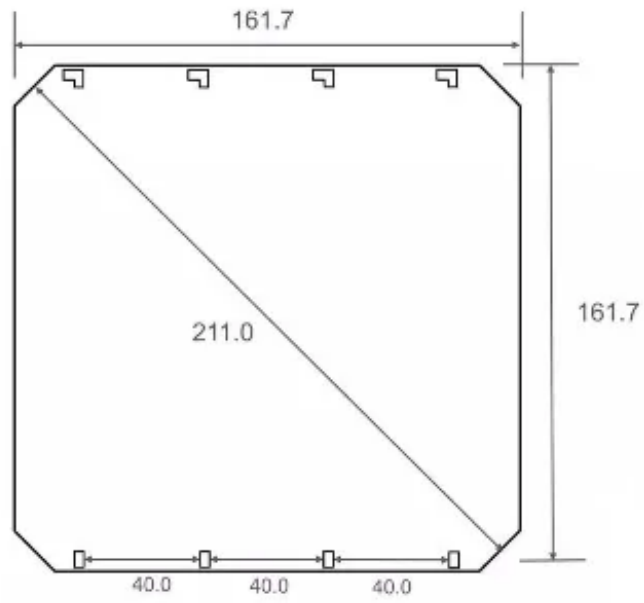


Ilustración 43. Células solares.

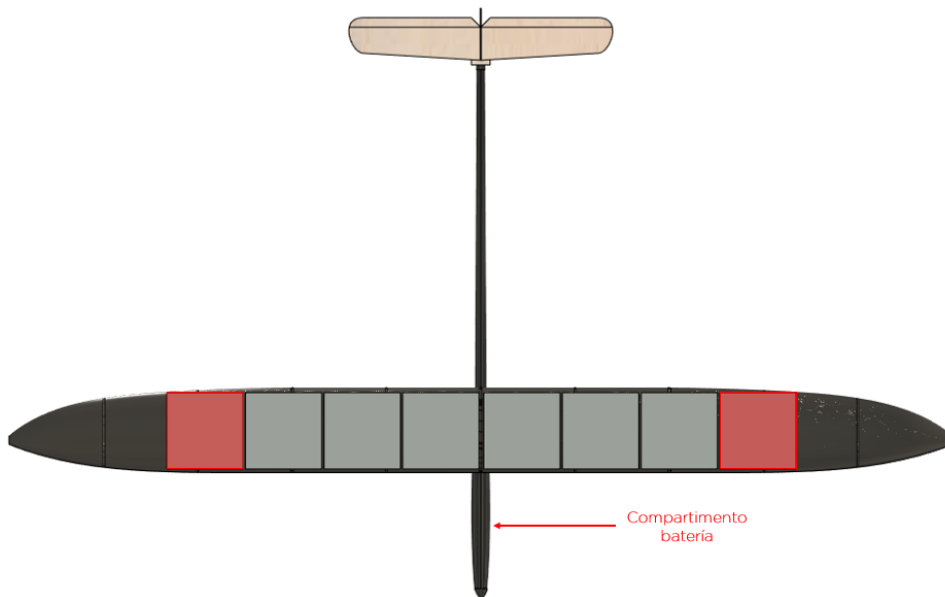


Ilustración 44. Colocación de las células solares sobre el ala.

<b>Modelo</b>	<b>MSL-SP-161</b>
Material	Silicio monocristalino
Dimensiones [mm]	161,7x161,7
Eficiencia	23,2%
Máxima Potencia [W]	6
Construcción	All back contact
<b>Características físicas de la célula</b>	
Área [cm <sup>3</sup> ]	≈258,3
Peso [g]	11,6
Espesor [μm]	151±6

Tabla 11. Especificaciones de las células solares.

Con el objetivo de aumentar la autonomía, se estudia a continuación la posibilidad de utilizar baterías de Ión-Litio combinadas con las células solares. El modelo es el PANASONIC NCR18650B con una capacidad de 3400 mAh, un peso de 45 g y un amperaje máximo de 6,7 A. Juntando tres unidades en serie obtenemos el voltaje de 11,1 V.

Haciendo las mismas suposiciones que en el caso anterior, la corriente que aportarían las células solares es de aproximadamente 3,24A. Por tanto, la batería debe aportar 2,76A (la corriente promedio se ha estimado de 6A). En total, el tiempo de vuelo sería de unos 80 minutos. Si el consumo promedio se reduce al 20% de la corriente de pico del motor, la autonomía se puede extender hasta las 4,5 horas de vuelo. Además, el peso de la batería se reduce de los 190 g de la LiPo a los 135 g. Al igual que con la elección del motor, el peso de la batería se había sobreestimado ligeramente en la Sección 4.4.

$$I_{requerida_{bat}} = 6A - 3,24A = 2,76A \quad (38)$$

$$T_{vuelo} = \frac{3400mAh}{2760mA} \approx 1,23h \quad (39)$$



*Ilustración 45. Panasonic NCR18650B 3400mAh 3.7V.*

## 10. PESOS, CENTRO DE GRAVEDAD Y ESTABILIDAD ESTÁTICA

En esta sección se calcula el peso final de la aeronave, ya teniendo en cuenta los diseños finales del ala y del empenaje, y con los pesos de los motores, baterías y paneles solares.

En el caso del ala, por una parte se ha reducido el peso con respecto al calculado en la Sección 4.4 ya que se ha reducido la superficie mojada. Pero se ha añadido el peso de las cuadernas y de las células solares. Además, la longitud del larguero ha aumentado en 80 mm. Por otra parte, el ala va a ir rellena de una espuma de PVC que añade bastante peso al diseño. A todo esto, además hay que sumarle el peso adicional de la electrónica y del montaje de los alerones.

En el caso del empenaje, también se ha reducido el área total, pero hay que añadir el peso del anclaje entre este y el fuselaje, y el peso de todos los componentes necesarios para mover las superficies aerodinámicas.

El área del fuselaje ha aumentado ligeramente, en 2408 mm<sup>2</sup>, pero esta se reparte de forma diferente. En el diseño final, la mayor parte del peso del fuselaje se centra en la parte delantera.

Debido a limitaciones de tiempo, no se va a entrar en detalle en los componentes adicionales para el control de la aeronave. Como mínimo, por ser un dron, deberá tener una placa base, todo el cableado y servos de las superficies de control, un gps y una antena que permita transmitir los datos del vuelo. Todo esto, basándose en las especificaciones de diversos componentes de tiendas especializadas, se va a suponer que pesa un 5% de la suma del resto de elementos.

Para la obtención de la posición del centro de gravedad de cada elemento se ha empleado la herramienta de análisis del software Fusion 360.

Componente	$m_i$ [g]	$x_i$ [mm]
Fuselaje	<b>97,19</b>	<b>477,18</b>
Ala	<b>673,80</b>	<b>351,86</b>
Paneles	<b>69,60</b>	<b>353,73</b>
Espuma	<b>442,87</b>	<b>351,86</b>
Tubo soporte	<b>43,54</b>	<b>319,35</b>
Cuadernas	<b>8,23</b>	<b>339,99</b>
Estabilizador horizontal	<b>21,37</b>	<b>1174,00</b>
Estabilizador vertical	<b>2,48</b>	<b>1202,30</b>
Motor	<b>84</b>	<b>20</b>
Hélice	<b>20</b>	<b>0</b>
Batería	<b>135</b>	<b>150</b>
Resto	<b>79,90</b>	<b>200</b>

Tabla 12. Resumen de pesos.

Con los pesos de la tabla anterior el nuevo centro de gravedad del planeador se sitúa a 325,74 mm del morro, considerablemente más retrasado con respecto al valor obtenido en la estimación inicial.

En cuanto al peso estimado final, es de 1678 g, es decir, ha aumentado en 300 g respecto al primer cálculo. El hecho de añadir la espuma del ala ha sido el factor más importante en este aumento.

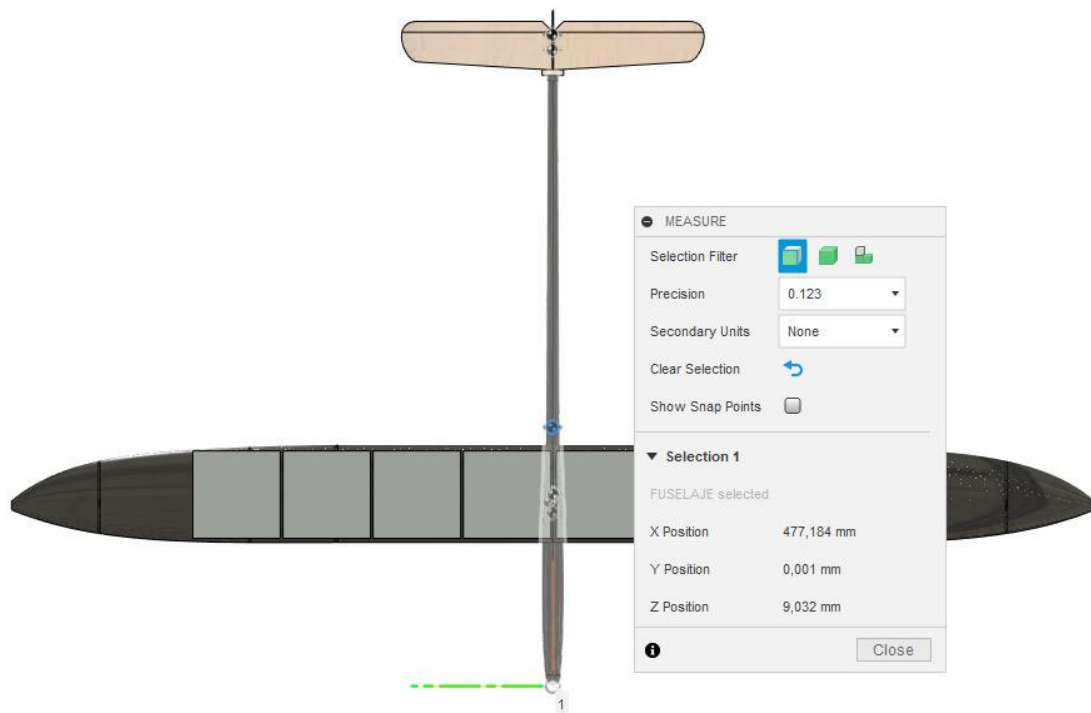


Ilustración 46. Obtención de la posición del centro de gravedad de cada componente con Fusion 360.

El nuevo margen estático es del 21,3% de la cuerda media aerodinámica. Este valor, aunque sigue siendo elevado para un planeador, se encuentra dentro de un rango aceptable que permitirá tener un control más preciso de la aeronave sin una deflexión excesiva de las superficies de control. Además, el  $CM_\alpha$  sigue siendo negativo, con lo que se puede concluir que el planeador es estáticamente estable.

# 11. DISEÑO Y MECANIZADO DE LOS MOLDES

En esta sección se diseñan los moldes de las partes del planeador fabricadas en fibra de carbono, y se describen las operaciones de mecanizado para la fabricación de dichos moldes.

## 11.1 MATERIAL

Para el ala se eligen dos tipos de placas de una aleación de aluminio, las características de las cuales son:

- Placa AA 7075-T651, 800x220x20 mm
- Placa AA 7075-T651, 500x220x20 mm

En el caso del fuselaje las placas son las siguientes:

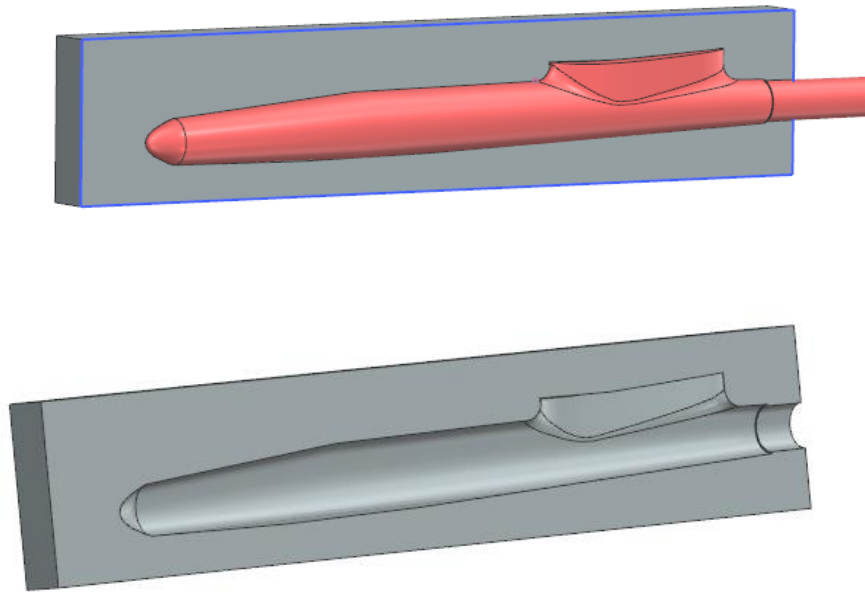
- Placa AA 7075-T651, 500x100x30 mm

El AA 7075 es una aleación de aluminio de alta resistencia que se utiliza en la industria aeroespacial para la fabricación de diferentes partes de las aeronaves. También es utilizado en la industria para la fabricación de moldes. Se trata de una aleación de aluminio, magnesio, cobre y, principalmente, zinc.

## 11.2 CAD

El diseño de los moldes es sencillo. Al igual que en el diseño de todos los componentes del avión, en el módulo CAD del programa de diseño el proceso empieza por dibujar un bloque con las dimensiones del material. En el caso del fuselaje, el bloque debe estar orientado de forma que una de las caras coincida con el plano de simetría de la pieza, según la Ilustración 47. Finalmente se aplica una operación de resta o *subtract* para quitar el volumen de la pieza que quedaba incrustado en el bloque del material. Obviamente, este proceso hay que repetirlo para la otra mitad de la pieza, es decir, se obtienen dos moldes por pieza.



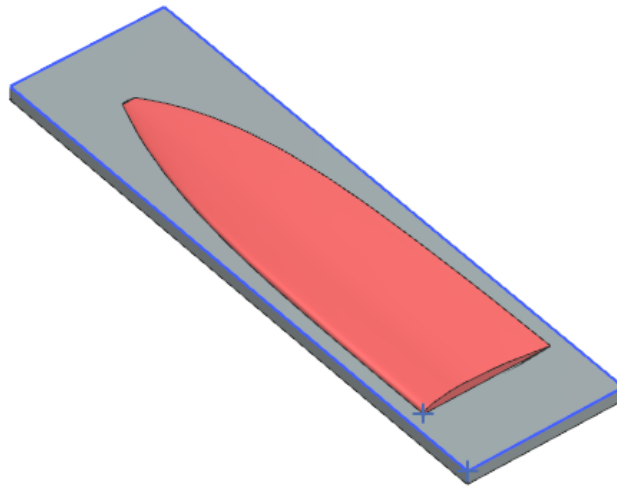


*Ilustración 47. Diseño del molde en SIEMENS NX.*

En el caso del ala, no hay planos de simetría ya que el perfil no es simétrico. En este caso, la cara del bloque de material ha de coincidir con el plano que pasa por el borde de ataque y el borde de salida.

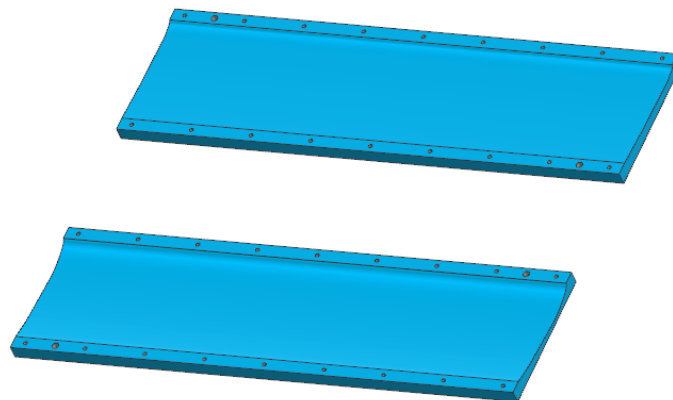
En un principio se iban a mecanizar las piezas de aluminio de 800 mm de longitud para los extremos del ala y las de 500 mm para las partes centrales. Sin embargo, para reducir el coste y el material de fabricación, se van a unir las partes de la zona central, de 400 mm cada una, de forma que se puedan utilizar las piezas de 800 mm.

De esta forma, el número de moldes para el ala pasa de 8 a 6. También se reduce el número de cuadernas, que pasa a ser de 8.

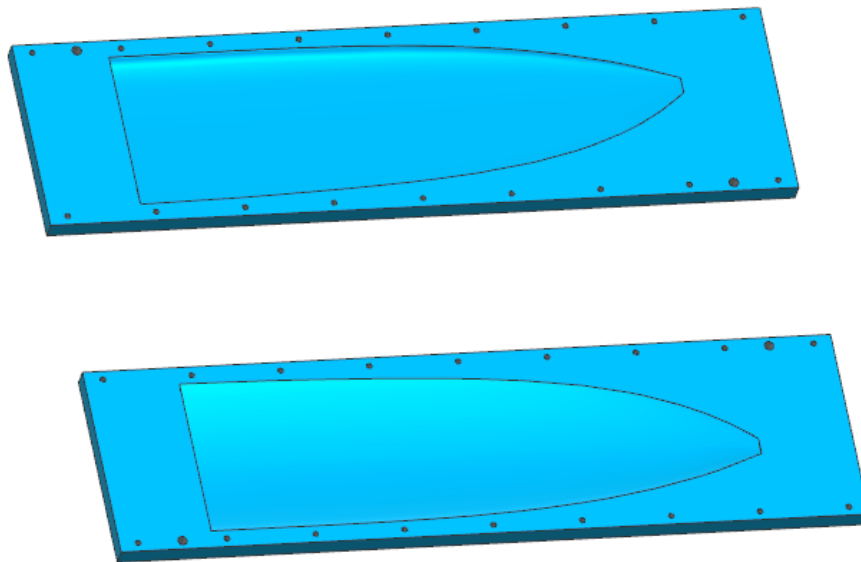


*Ilustración 48. Diseño del molde del extremo del ala, cortando esta por el plano que pasa por el borde de ataque y el borde de salida.*

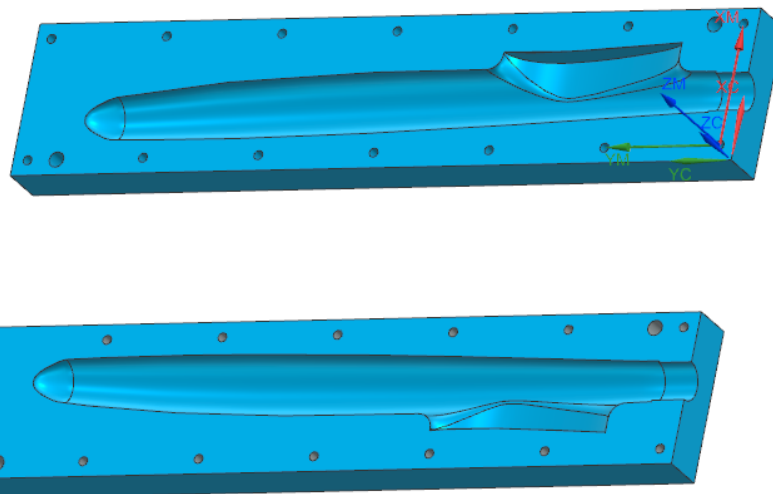
En todas estas piezas, además hay que hacer una serie de orificios por los que pasarán unos tornillos de cierre. Estos tornillos cerrarán las piezas de cada par de moldes para el curado junto con la espuma. También se añaden un par de orificios centradores.



*Ilustración 49. Moldes de la parte central del ala.*

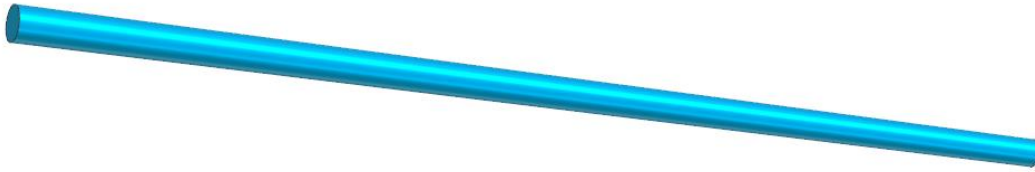


*Ilustración 50. Moldes de uno de los extremos del ala.*



*Ilustración 51. Diseño final de los moldes del fuselaje, ya con los orificios añadidos.*

En el caso de la segunda parte del fuselaje hay dos opciones. La primera opción consiste en hacer un molde de forma similar a lo que se ha hecho para la primera parte, con las piezas de 800 mm. Con esta opción habría que emplear dos moldes. La segunda opción consiste en comprar y mecanizar una pieza cilíndrica con un torno. De esta forma solo se necesita un molde, sobre el que se pondría la fibra de carbono.



*Ilustración 52. Posible diseño de un molde de la segunda parte del fuselaje. En el caso del larguero del ala, tendría un aspecto similar.*

En el larguero del ala el proceso es el mismo que en la segunda parte del fuselaje. En ambos casos hay que mecanizar barras cilíndricas con un torno.

### 11.3 CAM

El siguiente paso es establecer el conjunto de operaciones de mecanizado que, en forma de código, serán interpretadas por el controlador CNC en la máquina de control numérico, que en este caso es de 4 grados de libertad.

En general, para todos los moldes, se van a aplicar dos operaciones de fresado. La primera consiste en una pasada de desbaste en la que se quita la mayor parte de material. El objetivo de este proceso no es dejar la pieza preparada para ser utilizada, sino quitar todo el material posible dejando un margen con la pieza final. Se trata del proceso en el que se transfiere mayor energía sobre la herramienta de corte. En la segunda operación se utiliza una fresa de menor diámetro y se quita el resto de material. En este caso la herramienta realiza más pasadas con el objetivo de dejar el mejor acabado posible.

A parte de estas operaciones, tanto los moldes del fuselaje como los de las distintas partes del ala se unen mediante unos tornillos de cierre. Para ello hay que taladrar una serie de orificios alrededor de los moldes.

En cuanto a las velocidades de corte, en la Ilustración 53 se muestran los valores recomendados para cada tipo de material. En el programa de CAM se configura una velocidad de avance que será interpretada por la máquina. La velocidad de corte depende de esta velocidad de avance según la Ecuación 40. Esta máquina tiene 8 velocidades que se controlan manualmente. Por tanto, modificando las velocidades, se varían las revoluciones de forma que la velocidad de corte se encuentre alrededor de los 1000 m/min.

$$Vc = n \times \pi \times D \quad (40)$$

$$f = n \times fz \times z$$

donde  $n$  son las revoluciones,  $z$  el número de dientes,  $D$  el diámetro y  $fz$  el avance por diente.

General Recommendations for Milling Operations					
Material	Cutting tool	General-purpose starting conditions		Range of conditions	
		Feed mm/tooth	Speed m/min	Feed mm/tooth	Speed m/min
Low-carbon and free-machining steels	Uncoated carbide, coated carbide, cermets	0.13–0.20	120–180	0.085–0.38	90–425
Alloy steels					
Soft	Uncoated, coated, cermets	0.10–0.18	90–170	0.08–0.30	60–370
Hard	Cermets, PcBN	0.10–0.15	180–210	0.08–0.25	75–460
Cast iron, gray					
Soft	Uncoated, coated, cermets, SiN	0.10–0.20	120–760	0.08–0.38	90–1370
Hard	Cermets, SiN, PcBN	0.10–0.20	120–210	0.08–0.38	90–460
Stainless steel, Austenitic	Uncoated, coated, cermets	0.13–0.18	120–370	0.08–0.38	90–500
High-temperature alloys	Uncoated, coated, cermets, SiN, PcBN	0.10–0.18	30–370	0.08–0.38	30–550
Nickel based					
Titanium alloys	Uncoated, coated, cermets	0.13–0.15	50–60	0.08–0.38	40–140
Aluminum alloys					
Free machining	Uncoated, coated, PCD	0.13–0.23	610–900	0.08–0.46	300–3000
High silicon	PCD	0.13	610	0.08–0.38	370–910
Copper alloys	Uncoated, coated, PCD	0.13–0.23	300–760	0.08–0.46	90–1070
Plastics	Uncoated, coated, PCD	0.13–0.23	270–460	0.08–0.46	90–1370

Source: Based on data from Kennametal Inc.

Note: Depths of cut,  $d$ , usually are in the range of 1 to 8 mm. PcBN: polycrystalline cubic-boron nitride. PCD: polycrystalline diamond. See also Table 23.4 for range of cutting speeds within tool material groups.

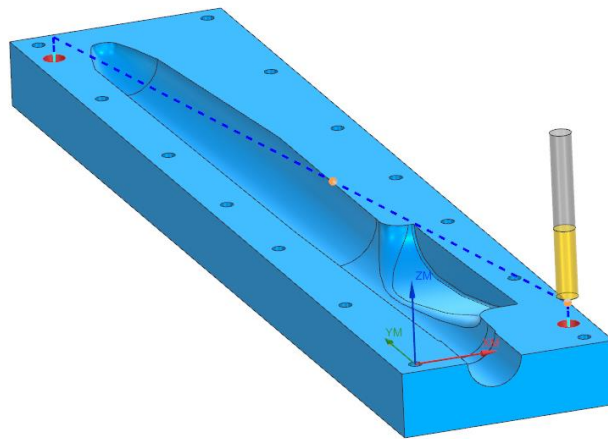
*Ilustración 53. Velocidades de corte recomendadas para diferentes tipos de materiales.*

## Fuselaje

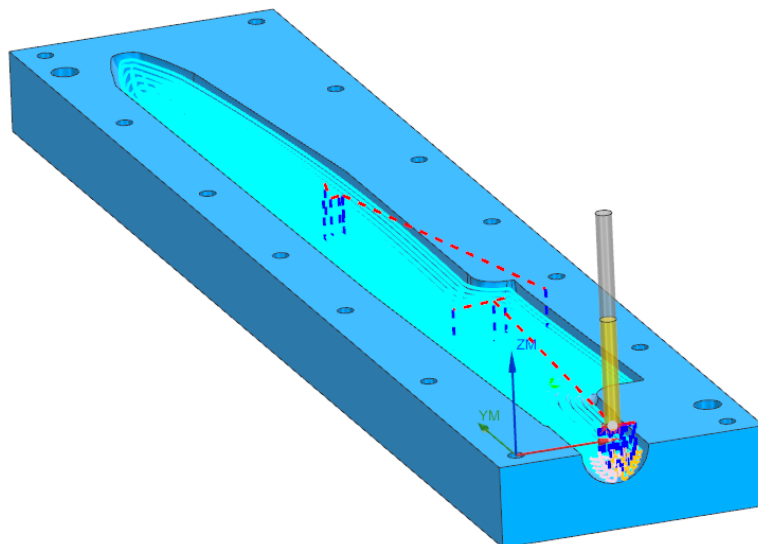
A continuación, se describen las operaciones que hay que realizar en el molde del fuselaje:

- 1) Taladro centrador con una broca de 9,9 mm. Dos orificios en las esquinas opuestas del molde.
- 2) Taladro para los orificios de los tornillos de cierre con una broca de 6 mm de diámetro. En total 14 agujeros distribuidos uniformemente.

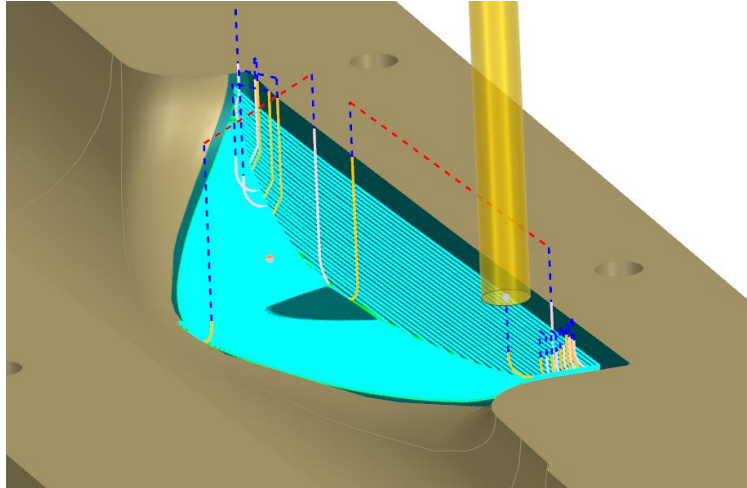
- 3) Operación de fresado de cavidades con una herramienta plana de 6 mm de diámetro. En esta pasada se elimina la mayor parte del material.
- 4) Operación de fresado en la zona de unión del fuselaje con el ala con una herramienta plana de 4 mm. Se trata de la zona con más esquinas de la pieza.
- 5) Operación de acabado con una fresa de punta redonda de 3 mm de diámetro, sobre la cavidad principal y sobre la zona de unión con el ala.



*Ilustración 54. Operación de taladro centrador (1).*



*Ilustración 55. Operación de fresado de cavidades (3).*

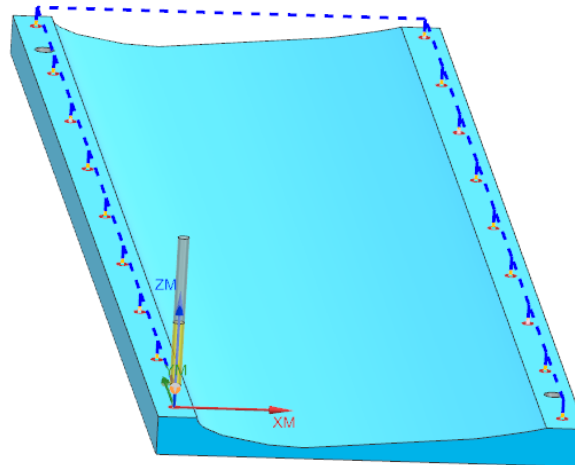


*Ilustración 56. Operación de acabado en la zona de unión con el ala (4).*

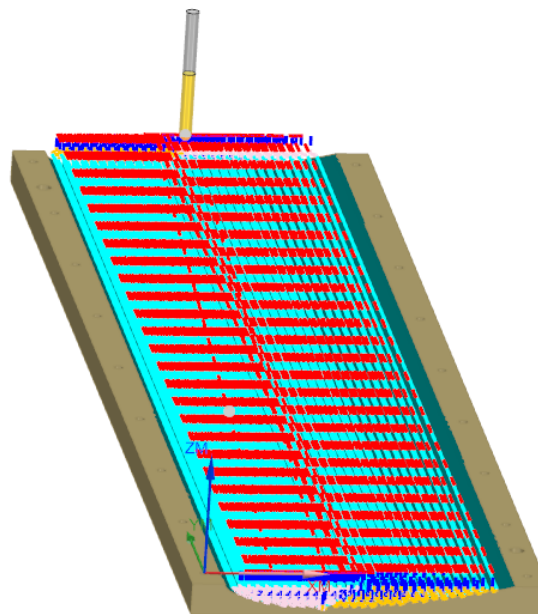
### **Ala: extremos y parte central**

A continuación se muestran las operaciones que habría que realizar en los moldes del ala, similares a las realizadas en el fuselaje:

- 1) Taladro centrador con una broca de 9,9 mm. Dos orificios en las esquinas opuestas del molde.
- 2) Taladro para los orificios de los tornillos de cierre con una broca de 6 mm de diámetro. En este caso hay un total de 18 agujeros, 9 a cada lado de la pieza.
- 3) Operación de fresado de cavidades con una herramienta plana de 8 mm de diámetro. Al ser una pieza más grande se ha optado por usar una fresa de mayor diámetro. En esta pasada se elimina la mayor parte del material.
- 4) Operación de acabado con una fresa plana de 6 mm de diámetro.



*Ilustración 57. Operación de taladrado de los orificios de los tornillos de cierre (2).*



*Ilustración 58. Operación de fresado de cavidades (3).*

Debido a limitaciones de tiempo, no ha sido posible mecanizar los moldes anteriores. Sin embargo, en la asignatura “Fabricación aeroespacial con materiales compuestos” se ha fabricado un fuselaje con una geometría muy similar. Las imágenes que se muestran a continuación se corresponden con dicho proceso, dejando la fabricación del glider para trabajos futuros (Sección 13).



Una vez mecanizados los moldes, aunque la última operación sea de acabado, la superficie resultante tiene cierta rugosidad que hay que pulir. Este proceso, de forma manual, consume una gran cantidad de tiempo.

En la Ilustración 60 se observa la diferencia del acabado que deja la máquina con el acabado después de pulir la pieza.



*Ilustración 59. Mecanizado del molde del fuselaje. La máquina se encuentra realizando la operación de acabado.*



*Ilustración 60. Comparativa del acabado rugoso (arriba) y pulido (abajo).*

## 12. FABRICACIÓN

Una vez mecanizados los moldes, el siguiente paso es la fabricación de las piezas. A continuación, se describe el proceso seguido para fabricar el fuselaje.

En primer lugar, a partir de la hoja de preimpregnado se cortan los trozos de fibra de carbono con la forma deseada (Ilustración 61).

A continuación, se ha de acondicionar el molde, limpiando la superficie y aplicando un desmoldeante para que la pieza se pueda retirar una vez realizado el curado.



*Ilustración 61. Hoja de preimpregnado de fibra de carbono con los cortes para la fabricación de las distintas partes.*

Seguidamente se sitúan los trozos de fibra de carbono cortados previamente sobre el molde y se ciñen a los bordes del mismo. En este caso la orientación de la fibra es de 0-90° (Ilustración 62).



*Ilustración 62. Colocación de la fibra de carbono sobre el molde.*

Para que el preimpregnado se adhiera perfectamente a las superficies del molde y para evitar que se queden burbujas de aire atrapadas, se introduce un tubo hinchable que ejerce presión sobre las paredes (Ilustración 63).



*Ilustración 63. Tubo hinchable que se introduce en el molde de forma que ejerza presión sobre las paredes para obtener el mejor resultado posible.*

El par de moldes se cierra colocando los tornillos en los orificios, de forma que permanezca firmemente cerrado durante todo el proceso de curado (Ilustración 64).



*Ilustración 64. Cierre del par de moldes del fuselaje.*



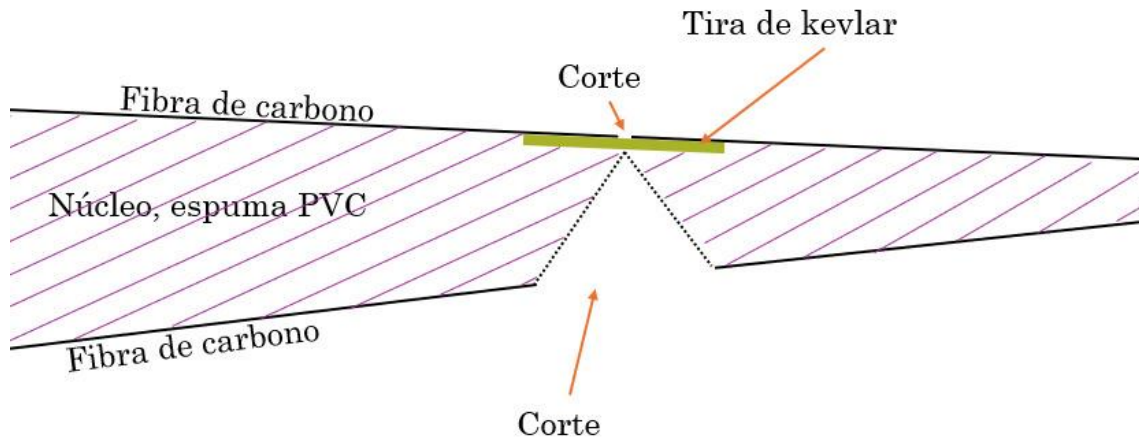
*Ilustración 65. Molde dentro del horno de curado.*

El molde, completamente cerrado y añadiendo presión al tubo hinchable, se introduce en el horno de curado. Para obtener las propiedades de la fibra de carbono de la Ilustración 2, si fuera la distribución *woven*, según la ficha técnica del fabricante el tiempo de curado tendría que ser de 6 horas a una temperatura de 80 °C.

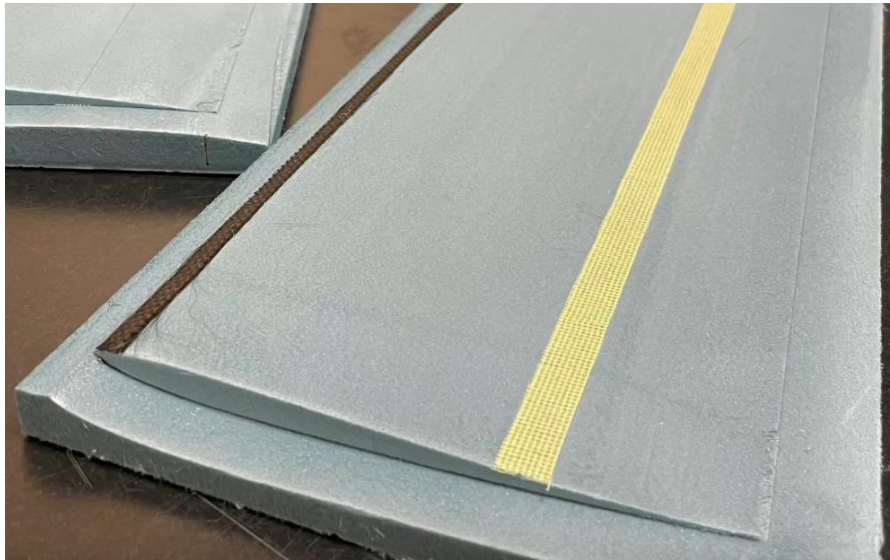
Una vez transcurrido el tiempo en el horno, se extrae el molde y se deja enfriar. Posteriormente se quitan los tornillos de cierre y se extrae cuidadosamente la pieza.

Para el ala el proceso que habría que seguir es el mismo, con la diferencia de que la espuma se colocaría en medio de los moldes. Por otra parte, el siguiente paso después de sacar la pieza del horno es fabricar el alerón. Para ello, previamente ha de colocarse una tira de Kevlar pegada a la parte interior de la fibra de carbono del extradós. Esta tira es la que actúa de bisagra. En la parte del extradós se realiza un corte de la fibra de carbono, y en el intradós se corta la fibra de carbono y la espuma hasta dar con la tira de Kevlar, con cierto ángulo para permitir que se mueva el alerón (Ilustración 66).

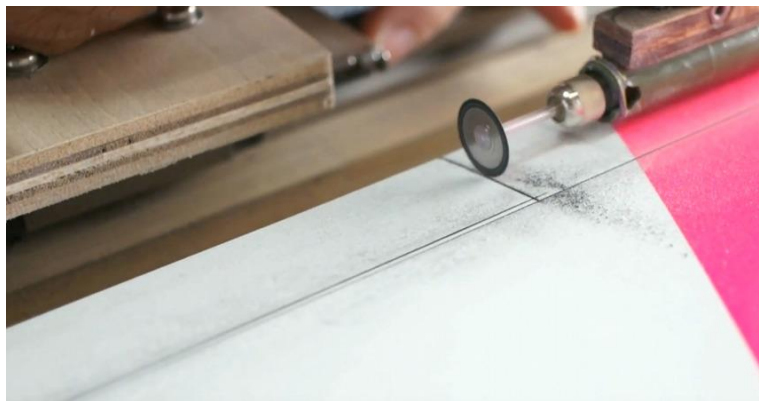
En cuanto a la fabricación de las cuadernas y todas las superficies del estabilizador horizontal y vertical, se realiza con una máquina de corte por láser, en la que se introducen los datos de forma similar a la máquina de mecanizado.



*Ilustración 66. Esquema de fabricación usando una tira de kevlar como bisagra.*



*Ilustración 67. Ejemplo de colocación de una tira de kevlar como bisagra.*



*Ilustración 68. Ejemplo de corte del extradós de fibra de carbono para los alerones.*



*Ilustración 69. Máquina de corte por láser.*

# 13. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

El desarrollo del proyecto ha servido para afianzar conceptos, tanto de la parte de estudio aerodinámico como en el proceso de fabricación. Este documento refleja los pasos seguidos en el diseño del planeador, que se ha intentado que fuese de la manera más coherente posible y acorde con lo aprendido en las diferentes asignaturas del máster.

En general se han cumplido los objetivos planteados al inicio del trabajo. El primero de los objetivos, relacionado con la fabricación de piezas en fibra de carbono no se ha cumplido completamente. Aunque de forma teórica se ha estudiado el proceso, no ha sido posible mecanizar los moldes y fabricar los componentes diseñados, por lo que no se ha dedicado todo el tiempo que se quería a esta fase.

Por otra parte, desde el inicio se han ido encontrando una serie de dificultades que han limitado el alcance del proyecto. En primer lugar, aunque no se ha reflejado en el documento, la geometría de la aeronave ha cambiado en varias ocasiones, principalmente el ala debido a cambios en el perfil alar. Esto ha consumido gran parte del tiempo del trabajo, aunque ha servido para cumplir con el último de los objetivos relacionado con el manejo de software de diseño asistido por ordenador. Como consecuencia, el estudio aerodinámico y las fases posteriores se han hecho a contrarreloj.

El estudio aerodinámico y de cargas también ha abarcado buena parte del tiempo total de trabajo, no por su dificultad, sino por errores en el código de la programación que se han encontrado cuando el proyecto ya se encontraba en fases más avanzadas. La mayoría de tiempo empleado en esta fase se ha dedicado a la búsqueda y corrección de dichos errores.

Como consecuencia de lo anterior, aunque desde el inicio las expectativas no pasaban por la fabricación completa de la aeronave, la lista de tareas pendientes es extensa.

En primer lugar, en la parte de aerodinámica queda pendiente el estudio de maniobras no simétricas como el alabeo, y cómo estas modifican las cargas que sufre la estructura. Además, no se ha considerado el acoplamiento fluido-estructura, ni se ha realizado un estudio de la estabilidad dinámica. Otras herramientas que se podrían haber utilizado son el CFD y los softwares de elementos finitos como ANSYS, aunque se ha considerado que el tiempo que requerirían sería excesivo.



En segundo lugar, aunque el motor y las baterías son dos de los principales componentes internos de la aeronave, queda pendiente, no solo la elección de todos los demás elementos necesarios para que pueda funcionar de forma autónoma, sino cómo estos se conectan y se emplazan en el planeador.

No obstante, para el tiempo disponible, y a pesar de los contratiempos sufridos, se ha logrado obtener un diseño, al menos exterior, del planeador.

# I. ANEXO: APROXIMACIONES DE LA MECÁNICA DEL VUELO

Pendiente de la curva de sustentación en el ala y estabilizador:

$$C_{Lw\alpha} = \frac{2\pi AR_w}{2 + \sqrt{4 + AR_w^2(1 - M^2 + \tan^2 \Lambda_{\frac{c_w}{2}})}}$$

$$C_{Lt\alpha} = \frac{2\pi AR_t}{2 + \sqrt{4 + AR_t^2(1 - M^2 + \tan^2 \Lambda_{\frac{c_t}{2}})}}$$

Reducción del ángulo de ataque efectivo del estabilizador por el efecto del ala:

$$\epsilon_{t\alpha} = \frac{16 C_{Lw\alpha}}{\pi^3 AR_w}$$

Derivadas de sustentación y momento globales respecto al cambio en el ángulo de ataque:

$$CL_{\dot{\alpha}} = 2C_{Lt\alpha} \frac{S_t(l_w + l_t)}{S_w c_w} \epsilon_{t\alpha}$$

$$CM_{\dot{\alpha}} = -2C_{Lt\alpha} \frac{S_t(l_w + l_t)l_t}{S_w c_w^2} \epsilon_{t\alpha}$$

Derivadas de sustentación y momento globales respecto a la velocidad angular:

$$CL_q = 2C_{Lt\alpha} \frac{S_t l_t}{S_w c_w}$$

$$CM_q = -2C_{Lt\alpha} \frac{S_t l_t^2}{S_w c_w^2}$$

Derivadas de sustentación y momento globales respecto a la deflexión del estabilizador.

$$CL_{\eta} = C_{Lt\eta} \frac{S_t}{S_w}$$

$$CM_{\eta} = -C_{Lt\eta} \frac{S_t l_t}{S_w c_w} + C_{Mt\eta} \frac{S_t c_t}{S_w c_w}$$

## II. ANEXO: GRADO DE RELACIÓN CON LOS ODS

El trabajo se alinea con los objetivos 7 y 12 de la agenda 2030 de la Organización de las Naciones Unidas. Estos son los siguientes:

- ODS 7. Energía asequible y no contaminante: en el uso de células solares.
- ODS 12. Producción y consumo responsables: en la reducción de la cantidad de moldes a mecanizar y, por tanto, la reducción en el material que se ha de comprar. En este sentido, también se intenta minimizar la cantidad de fibra de carbono utilizada.

Objetivos de Desarrollo Sostenibles	Alto	Medio	Bajo	No Procede
ODS 1. Fin de la pobreza.				✗
ODS 2. Hambre cero.				✗
ODS 3. Salud y bienestar.				✗
ODS 4. Educación de calidad.				✗
ODS 5. Igualdad de género.				✗
ODS 6. Agua limpia y saneamiento.				✗
ODS 7. Energía asequible y no contaminante.		✗		
ODS 8. Trabajo decente y crecimiento económico.				✗
ODS 9. Industria, innovación e infraestructuras.				✗
ODS 10. Reducción de las desigualdades.				✗
ODS 11. Ciudades y comunidades sostenibles.				✗
ODS 12. Producción y consumo responsables.		✗		
ODS 13. Acción por el clima.				✗
ODS 14. Vida submarina.				✗
ODS 15. Vida de ecosistemas terrestres.				✗
ODS 16. Paz, justicia e instituciones sólidas.				✗
ODS 17. Alianzas para lograr objetivos.				✗

# **PARTE II: PRESUPUESTO**

---

En esta sección se desglosan los costes de realización del proyecto. Estos incluyen el coste por las horas de trabajo, el coste debido al uso del software y servicios, y el coste de fabricación.

## 1. HORAS DE TRABAJO

El trabajo se inició a principios del mes de marzo, y el reparto del tiempo no ha sido uniforme. Esto se debe principalmente a la mayor carga de trabajo en los meses de marzo, abril y mayo. En estos primeros meses el tiempo medio por semana dedicado al proyecto se estima en 17 h. En los meses de junio y julio ese tiempo semanal se estima que ha incrementado hasta las 28 h. Teniendo en cuenta que un mes tiene 4 semanas, se obtiene un total de 428h.

- Marzo-Abril-Mayo:  $17 \frac{\text{horas}}{\text{semana}} \times 4 \frac{\text{semanas}}{\text{mes}} \times 3 \text{ meses} = 204 \text{ horas}$
- Junio-Julio:  $28 \frac{\text{horas}}{\text{semana}} \times 4 \frac{\text{semanas}}{\text{mes}} \times 2 \text{ meses} = 224 \text{ horas}$

Actividad	% de las horas totales
CAD	<b>30</b>
Programación	<b>40</b>
CAM	<b>10</b>
Otros	<b>10</b>
Redacción	<b>10</b>

Tabla 13. Porcentaje de tiempo dedicado a las actividades.

El calendario laboral en Valencia para 2024 incluye 14 días festivos, de los cuales 9 son nacionales, 3 autonómicos y 2 locales. Por otra parte, según el Artículo 38 del Estatuto de los Trabajadores, el periodo de vacaciones anuales retribuidas no puede ser inferior a 30 días. Por lo que en total se tienen 6 semanas no laborables durante el año. Sabiendo que un año tiene 52 semanas y estableciendo una jornada laboral completa de 8 horas (40 horas semanales), se obtiene un total de 1840 horas de trabajo.

Según diversas fuentes, el salario bruto anual de un ingeniero junior en España es, en promedio, de 25000 €.

Consultando diversas fuentes, se establece el salario bruto anual de un ingeniero recién ingresado en 20500. El coste por hora resultante es de 13,59 €/hora.

$$\frac{25000 \frac{\text{€}}{\text{año}}}{(52 - 6) \frac{\text{semana}}{\text{año}} \times 40 \frac{\text{hora}}{\text{semana}}} = 13,59 \frac{\text{€}}{\text{hora}}$$

El coste que suponen el total de horas trabajadas se puede obtener como:

$$\text{Coste horas de trabajo} = 13,59 \frac{\text{€}}{\text{hora}} \times 428 \text{ horas} = \mathbf{5816,52 \text{ €}}$$

## 2. SOFTWARE

A continuación, se detallan los costes debidos a las licencias de los programas informáticos utilizados en el proyecto.

- SIEMENS NX. Se trata de un software que contiene módulos de CAD y CAM con un coste bastante elevado. Se trata de un software orientado a empresas que no dispone de oferta de precios para individuales. El coste anual de una licencia para 10 dispositivos es de 11700 €. Se va a suponer que el coste de una licencia sería de 1170 € anuales.

$$\text{Coste horario} = \frac{1170 \frac{\text{€}}{\text{año}}}{1840 \frac{\text{hora}}{\text{año}}} = 0,66 \frac{\text{€}}{\text{hora}}$$

- Fusion 360. Software de CAD de Autodesk que se ha utilizado para algunas operaciones de diseño. El coste es de 568 € anuales.

$$\text{Coste horario} = \frac{568 \frac{\text{€}}{\text{año}}}{1840 \frac{\text{hora}}{\text{año}}} = 0,31 \frac{\text{€}}{\text{hora}}$$

- MATLAB. En este software se va a realizar la mayor parte de la programación y de los cálculos. Es una plataforma de programación de la empresa MathWorks. La licencia de uso individual tiene un coste anual de 900 €.

$$\text{Coste horario} = \frac{900 \frac{\text{€}}{\text{año}}}{1840 \frac{\text{hora}}{\text{año}}} = 0,49 \frac{\text{€}}{\text{hora}}$$

- Wolfram Mathematica. Se trata de un software de computación técnica que tiene varios tipos de licencias. El paquete de uso profesional tiene un coste de 1800 € anuales.

$$\text{Coste horario} = \frac{1800 \frac{\text{€}}{\text{año}}}{1840 \frac{\text{hora}}{\text{año}}} = 0,98 \frac{\text{€}}{\text{hora}}$$

- Xflr5. Se trata de una herramienta gratuita para el análisis de perfiles, alas y aeronaves. El coste es nulo.
- Microsoft Office 365. El coste de la licencia anual de Office 365 es de 69 €. Dentro del catálogo de aplicaciones de Office se han utilizado:
  - Word, para la redacción del documento.
  - Excel, principalmente para el cálculo de los pesos y la gestión de los datos de los motores y baterías.
  - PowerPoint para la presentación.
  - Teams, para las reuniones telemáticas.

$$\text{Coste horario} = \frac{69 \frac{\text{€}}{\text{año}}}{1840 \frac{\text{hora}}{\text{año}}} = 0,04 \frac{\text{€}}{\text{hora}}$$

El coste total del software, suponiendo que se utilizan todos los programas durante el total de horas del trabajo, es de:

Software	Horas	Coste horario (€/h)	Coste (€)
SIEMENS NX	428	0,66	282,48
Fusion 360	428	0,31	132,68
MATLAB	428	0,49	209,72
Mathematica	428	0,98	419,44
Office 365	428	0,04	17,12
Xflr5	428	0	0
<b>Total</b>			<b>1061,44</b>

Tabla 14. Coste de software.

### 3. HARDWARE

A continuación se detalla el coste debido a los dispositivos utilizados. En primer lugar, se ha utilizado un ordenador portátil Lenovo Yoga 530-14IKB de 799,90 €. Este dispositivo tiene un uso de 5 años, por lo que su valor actual se ha reducido considerablemente. Si se establece el valor residual en 160 € (20% del valor inicial) y la vida útil de 6 años, el coste horario se puede calcular como sigue:

- Lenovo Yoga 530:

$$\text{Amortización anual} = \frac{\text{Valor de compra} - \text{Valor residual}}{\text{Vida útil}} = 106,65 \frac{\text{€}}{\text{año}}$$

$$\text{Coste horario} = \frac{106,65 \frac{\text{€}}{\text{año}}}{1840 \frac{\text{hora}}{\text{año}}} = 0,06 \frac{\text{€}}{\text{hora}}$$

Por otro lado, se ha utilizado un ordenador de sobremesa para realizar los cálculos y el diseño del avión. Este tiene 3 años de uso y el valor de compra era de 1500 €. Se estima la vida útil en 8 años y un valor residual de 500 €.

- Ordenador de sobremesa:

$$\text{Amortización anual} = \frac{1500 - 500}{8} = 125 \frac{\text{€}}{\text{año}}$$

$$\text{Coste horario} = \frac{125 \frac{\text{€}}{\text{año}}}{1840 \frac{\text{hora}}{\text{año}}} = 0,07 \frac{\text{€}}{\text{hora}}$$

Finalmente, para el ordenador de sobremesa se utiliza un monitor de 11 años de 200 €, un valor residual de 50 € y una vida útil de 15 años.

- HP 2011x:

$$\text{Amortización anual} = \frac{200 - 50}{15} = 10 \frac{\text{€}}{\text{año}}$$

$$\text{Coste horario} = \frac{10 \frac{\text{€}}{\text{año}}}{1840 \frac{\text{hora}}{\text{año}}} = 0,01 \frac{\text{€}}{\text{hora}}$$

En la siguiente tabla se calcula el coste total del hardware, que es reducido en comparación con los costes anteriores:

	Horas	Coste horario (€/h)	Coste de hardware (€)
Lenovo Yoga 530	428	0,06	25,68
Ordenador sobremesa	428	0,07	29,96
HP 2011x	428	0,01	2,30
<b>Total</b>			<b>57,94</b>

Tabla 15. Coste de hardware.



## 4. COSTE DE FABRICACIÓN

En esta sección se consideran los gastos de la fabricación de la aeronave. No se disponen de los datos reales de la fibra de carbono utilizada, ni de las placas de aluminio, por lo que se van a coger valor promedio. Tampoco se ha fabricado la aeronave entera, pero se van a sumar los supuestos costes si se hubiera hecho.

- Fibra de carbono: se utilizan 2 m<sup>2</sup>, con un coste de 30 €/m<sup>2</sup>: 60 €.
- Chapa de madera de balsa: una chapa de 3 mm con un coste de 1,3 €.
- Bote de desmoldeante con un precio de 4,90 €.
- 6 x Placa AA 7075-T651, 800x220x20 mm: 132,28 € × 6 = 793,68 €.
- 2 x Placa AA 7075-T651, 500x100x30 mm: 37,58 € × 2 = 75,16 €.
- Barra redonda AA 7075-T651 para el larguero y segunda parte del fuselaje: 100 €.
- Motor: 77€.
- Baterías: 3 × 6,99 € = 20,97 €.
- Otros componentes electrónicos: 200 €.

En total, el coste de fabricación, sin tener en cuenta el uso de las máquinas de control numérico, es de 1333,01 €.

## 5. COSTES INDIRECTOS

Los costes indirectos comprenden, por ejemplo, el consumo de luz y de conexión a internet.

El coste debido al consumo de luz, en comparación con el resto de costes, es muy reducido. De manera aproximada, se puede calcular como sigue:

Dispositivo	Potencia (W)	% de horas totales
Lenovo Yoga 530	65	100
Ordenador sobremesa	450	100
HP 2011x	150	100

*Tabla 16. Potencia de los dispositivos y porcentaje del tiempo de uso.*

El precio de la luz medio del día 15 de julio de 2024 es de 0,1279 €/kWh.

	kWh	€/kWh	Coste €
Lenovo Yoga 530	27,82	0,1279	3,56
Ordenador sobremesa	192,60		24,63
HP 2011x	63,60		8,13
			36,32

Tabla 17. Coste de luz.

La cantidad de variables a la hora de calcular de forma exacta los costes indirectos es muy alta. Depende de factores como el precio de la luz, el uso de iluminación, acondicionamiento de la zona de trabajo, tarifa de internet contratada, entre otros. Por lo tanto, se va a considerar que es un 5% de la suma del resto de costes. Costes indirectos = 413,45 €

## 6. COSTE TOTAL

Al coste total del proyecto se le va a añadir una partida por imprevistos de 500 €.

Coste horas	5816,52 €
Software	1061,44 €
Hardware	57,94 €
Fabricación	1333,01 €
Indirectos	413,46 €
Imprevistos	500 €
<b>Total</b>	<b>9182,36 €</b>

Tabla 18. Tabla de coste total.

# **PARTE III: PLIEGO DE CONDICIONES**

---

# 1. REQUISITOS TÉCNICOS

En esta sección se describe la normativa aplicable para la construcción y operación de UAS en la Unión Europea. De forma general, la norma que aplica al diseño y producción de UAS es el Reglamento Delegado (UE) 2019/945. En caso de que haya aspectos que no estén contemplados en esta normativa, será de aplicación la normativa nacional.

En resumen, el glider, por su peso, entraría en la categoría C2 cuyos requisitos se especifican a continuación:

- Tener una MTOW inferior a 4 kg.
- Tener limitada la altura máxima a 120 m.
- Estas alimentado con electricidad.
- Estar equipado con un enlace de datos protegido contra el acceso no autorizado al control del UAS.
- Tener un modo de baja velocidad (No aplica, por ser un UAS de ala fija).
- Tener un número de serie único.
- Tener un sistema de identificación a distancia.
- Tener un sistema de geoconsciencia.
- Tener un sistema de aviso en caso de batería baja, tanto para el UAS como para la estación de control.
- Tener luces para el control de actitud y vuelo nocturno.

Por lo tanto, para poder ser operado, el glider deberá ser equipado con todos los sistemas mencionados.

# 2. OPERACIÓN

El dron diseñado está pensado para operaciones de bajo riesgo operacional, por lo que se englobaría dentro de la categoría operacional “abierta”. Por ello, por ser la MTOW superior a 250 g, los operadores deberán registrarse a través de la sede electrónica de AESA.

La categoría abierta se divide en tres subcategorías: A1, A2 y A3. En este caso la operación sería de la categoría A2, en la que se permite el vuelo cerca de personas ajenas a la operación (Manteniendo una distancia de seguridad de 30 m). En esta subcategoría solo se pueden operar drones que lleven el marcado de clase C2, descritos anteriormente.

Además, en el momento del vuelo, todo operador deberá llevar encima la siguiente documentación:

- Certificado de registro de operador de UAS.
- Certificado de formación como piloto a distancia, en este caso A2.
- Póliza de seguro de responsabilidad civil

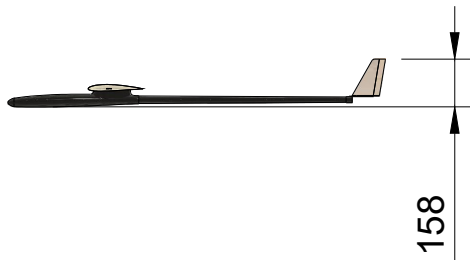
Las operaciones deben cumplir con el artículo 4 del Reglamento de Ejecución (UE) 2019/947:

- Mantener una distancia horizontal segura con las personas y no sobrevolar concentraciones de personas.
- Tener visibilidad en todo momento (VLOS), a excepción de que haya observadores.
- Mantener una altura de vuelo inferior a 120 m desde el punto más próximo a la superficie terrestre.
- No transportar mercancías peligrosas ni dejar caer objetos.

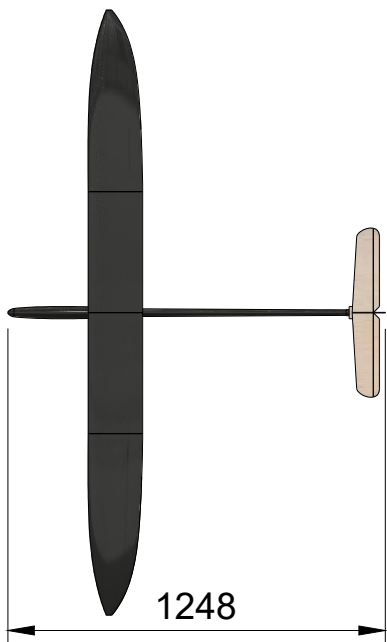
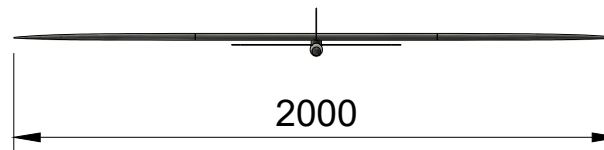
# **PARTE IV: PLANOS**

---

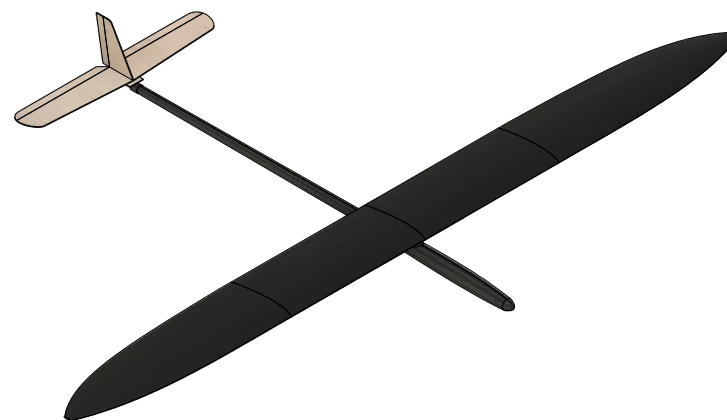
Escala 1:25



Escala 1:25

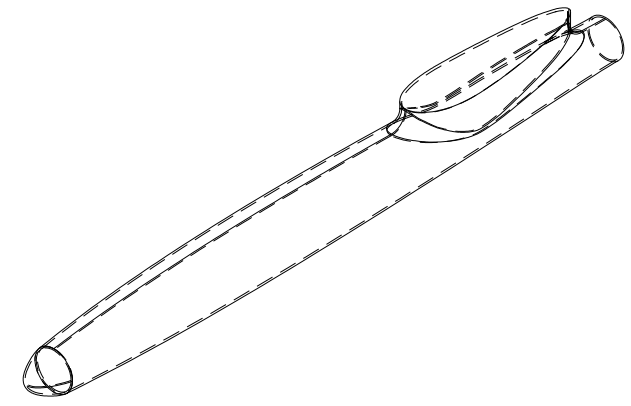
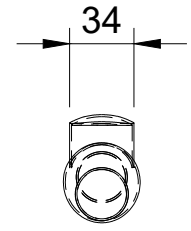
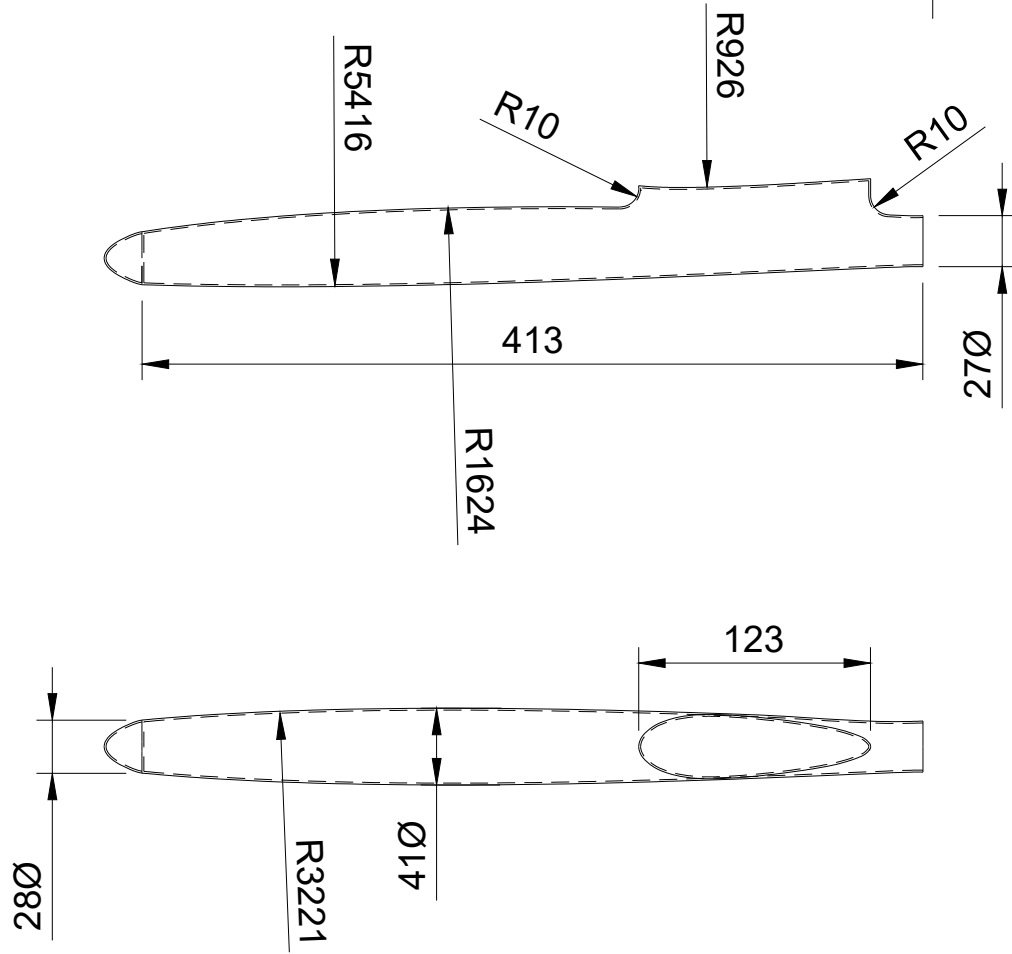


Escala 1:25



Escala 1:16

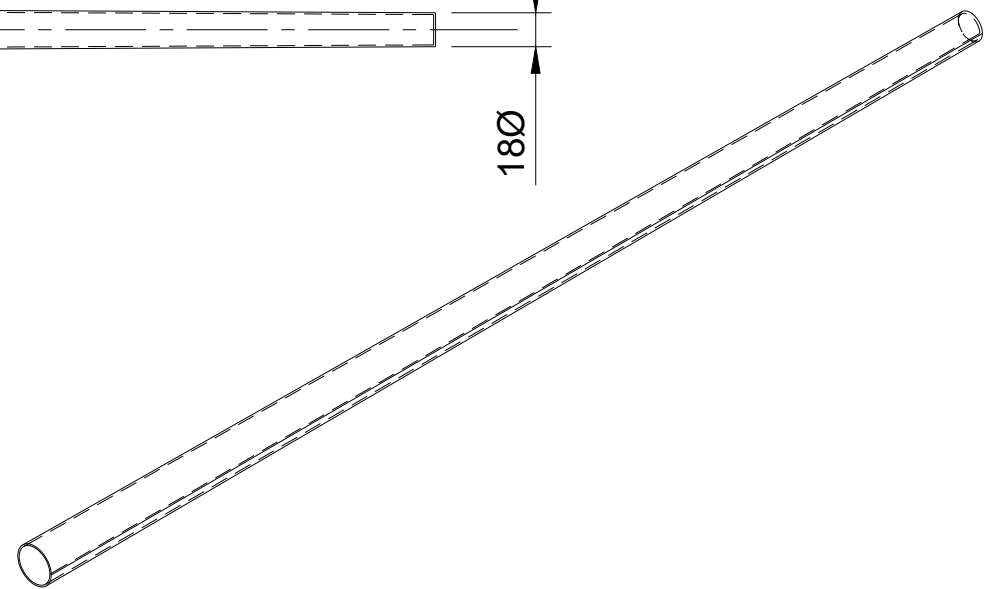
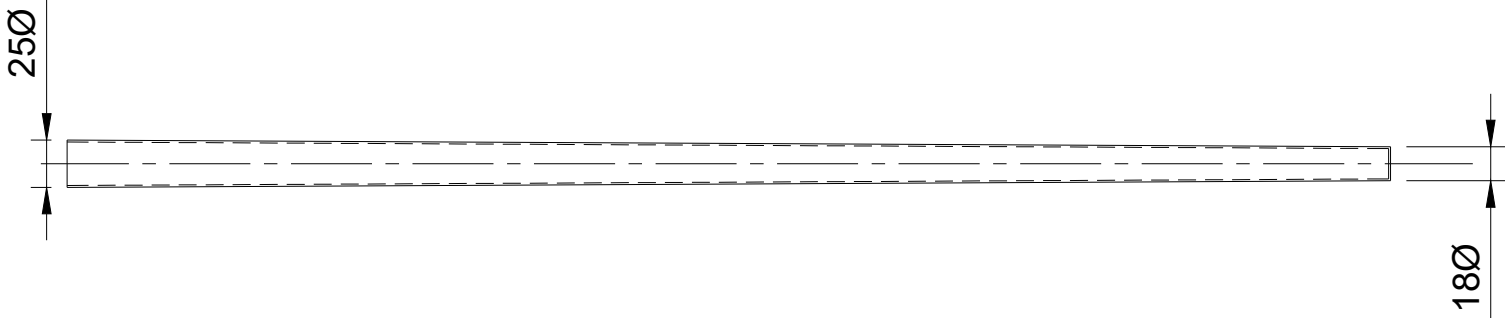
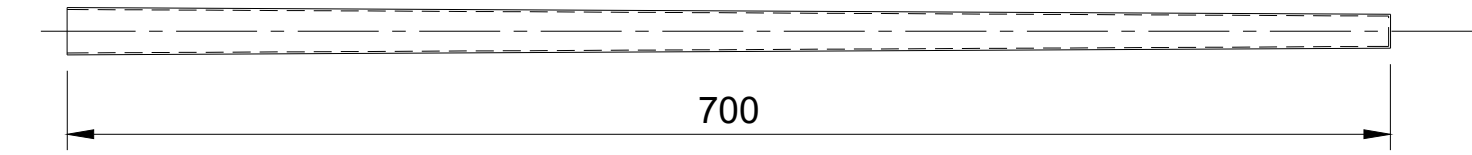
Dept.	Technical reference	Created by <b>Joan Moya</b>	23/7/2024		Approved by
Tolerancia para todos los planos Js14		Document type	Document status		
		Title <b>Glider</b>	DWG No. <b>1</b>		
		Rev.	Date of issue	Sheet <b>1/8</b>	



Escala 1:4

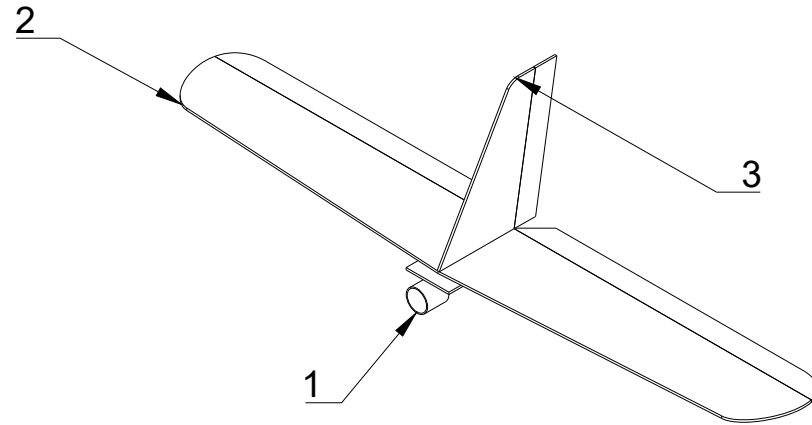
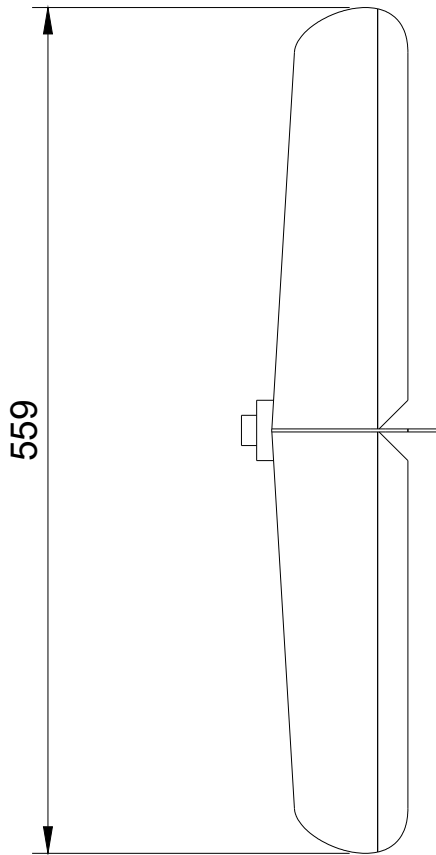
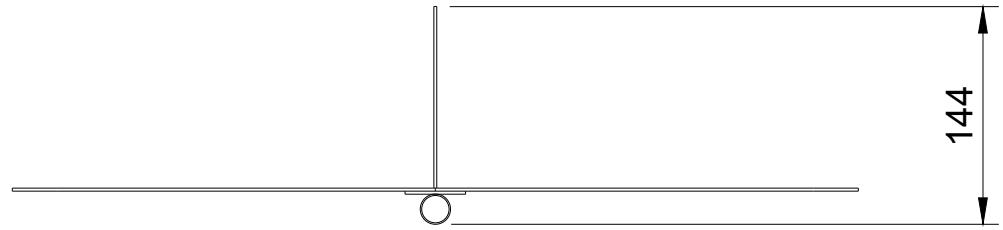
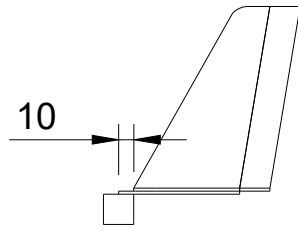
Dept.	Technical reference	Created by <b>Joan Moya</b>	23/7/2024	Approved by
		Document type	Document status	
		Title <b>Glider Fuselaje Parte 1</b>	DWG No. <b>2</b>	
		Rev.	Date of issue	Sheet <b>2/8</b>





Escala 1:4

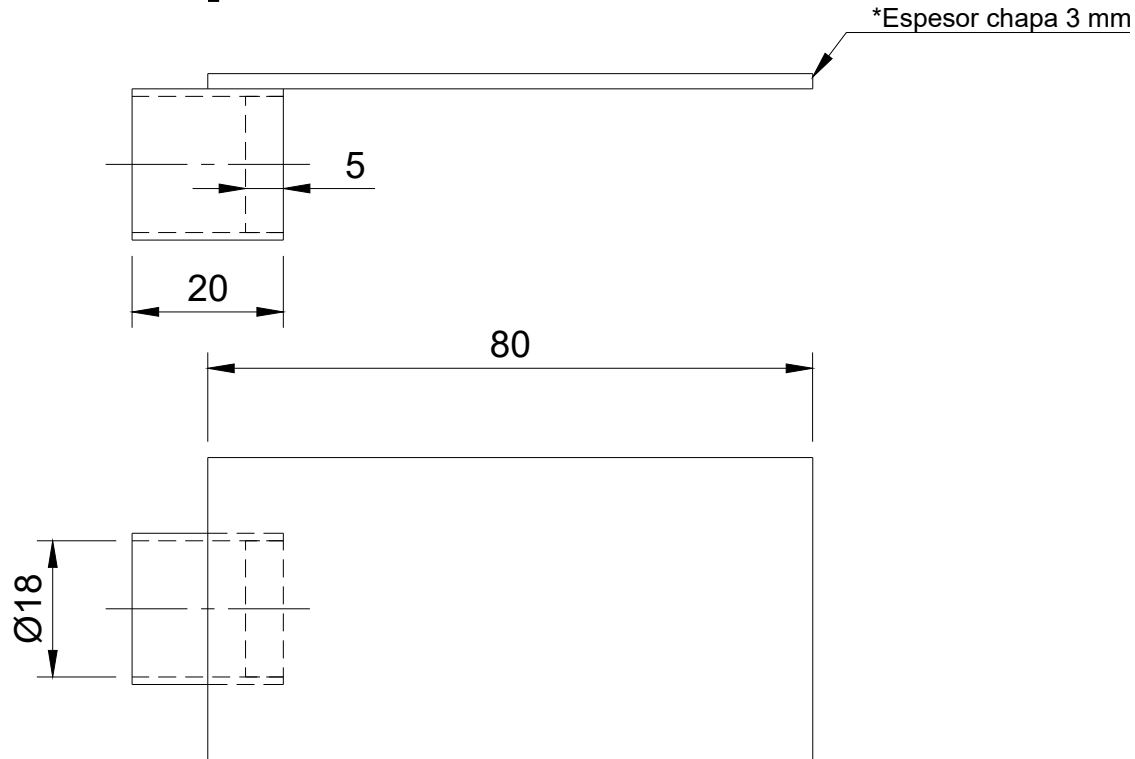
Dept.	Technical reference	Created by <b>Joan Moya</b>	23/7/2024	Approved by
		Document type	Document status	
		Title <b>Glider Fuselaje Parte 2</b>	DWG No. <b>3</b>	
		Rev.	Date of issue	Sheet <b>3/8</b>



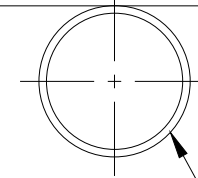
Escala 1:5

Dept.	Technical reference	Created by <b>Joan Moya</b>	23/7/2024		Approved by
		Document type	Document status		
		Title <b>Glider Empenaje Parte 1</b>	DWG No. <b>4</b>		
Rev.	Date of issue	Sheet <b>4/8</b>			

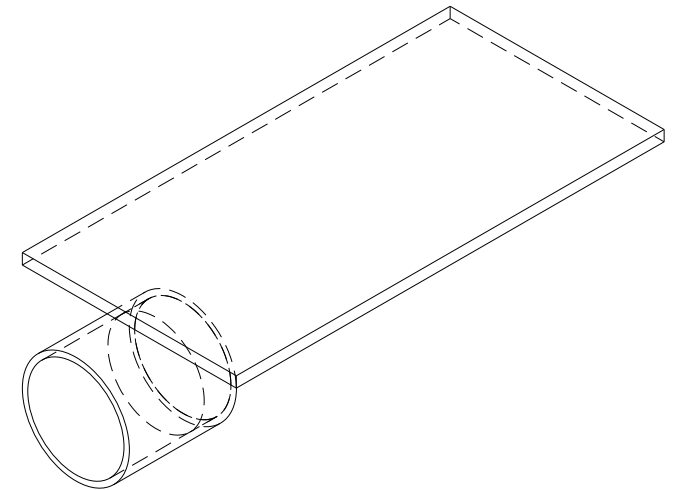
1



40



\*Ø exterior en función del espesor de la capa de fibra de carbono



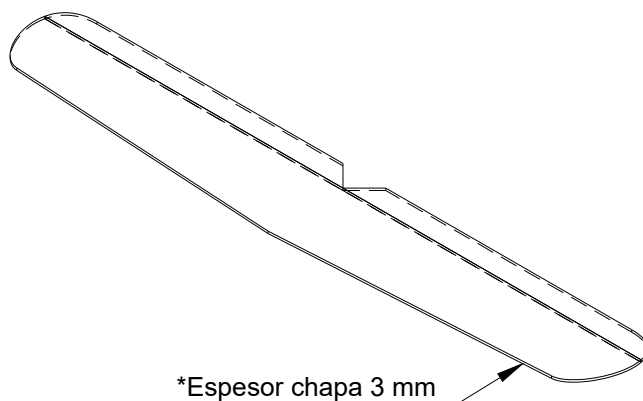
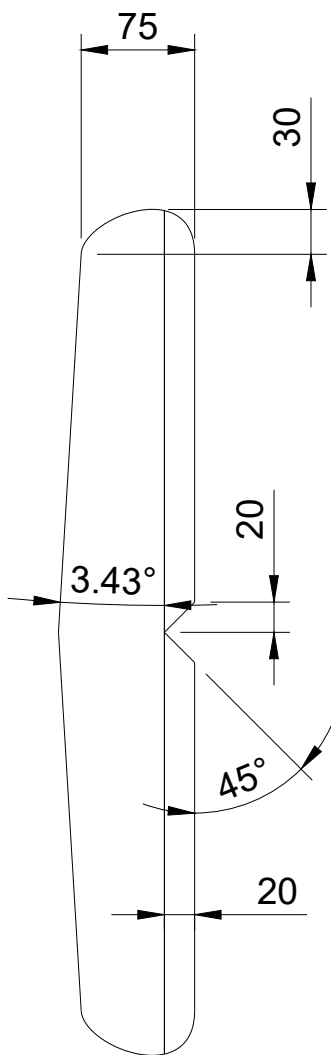
Escala 1:1

Dept.	Technical reference	Created by <b>Joan Moya</b>	23/7/2024	Approved by
		Document type	Document status	
		Title <b>Glider Empenaje Parte 2</b>	DWG No. <b>5</b>	
		Rev.	Date of issue	Sheet <b>5/8</b>

2

90

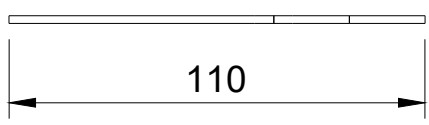
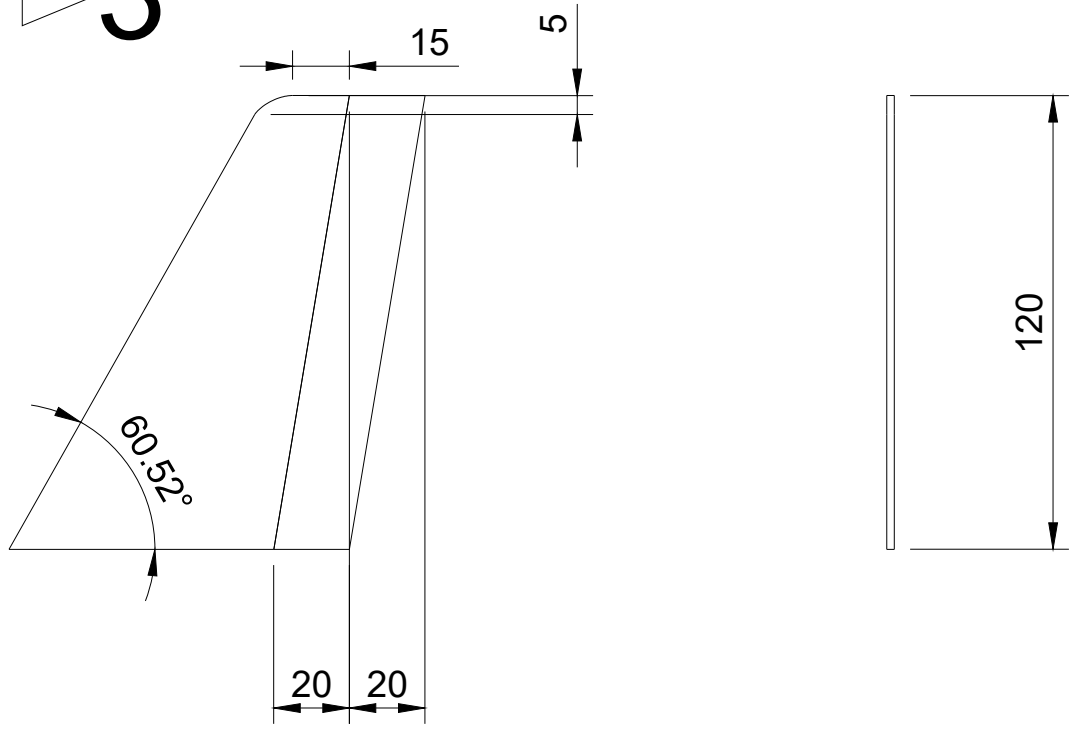
559



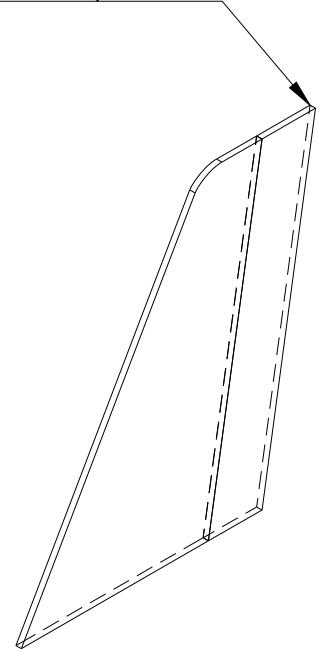
Escala 1:5

Dept.	Technical reference	Created by <b>Joan Moya</b> <b>23/7/2024</b>	Approved by	
		Document type	Document status	
		Title <b>Escala 1:1 Glider Empenaje Parte 3</b>	DWG No.  <b>6</b>	
		Rev.	Date of issue	Sheet <b>6/8</b>

3

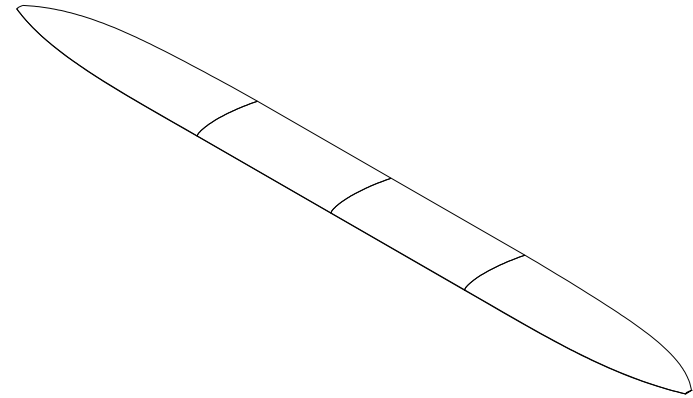
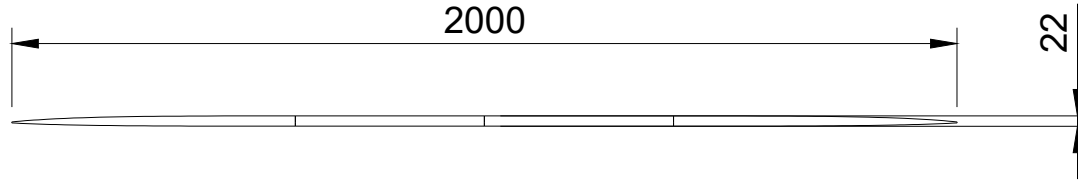
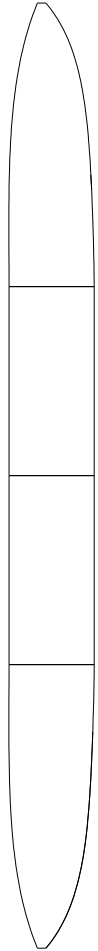
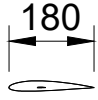


\*Espesor chapa 3 mm



Escala 1:2

Dept.	Technical reference	Created by <b>Joan Moya</b> 23/7/2024	Approved by	
		Document type	Document status	
		Title <b>Glider Empenaje Parte 4</b>	DWG No. <b>7</b>	
		Rev.	Date of issue	Sheet <b>7/8</b>



Escala 1:16

Dept.	Technical reference	Created by <b>Joan Moya</b>	23/7/2024	Approved by
		Document type	Document status	
		Title <b>Glider Ala</b>	DWG No. <b>8</b>	
		Rev.	Date of issue	Sheet <b>8/8</b>

---

# BIBLIOGRAFÍA

---

- [1] “Manufacturing technology for aerospace structural materials”, F. C. Campbell, 1ª edición, 2006.
- [2] “BOE 335. Resolución de 4 de diciembre de 2020 de la Dirección de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea”, AESA, 2020.
- [3] “Operaciones con UAS/Drones – Categoría abierta (subcategorías A1, A2 y A3)”, Agencia Estatal de Seguridad Aérea. Disponible en:  
<https://www.seguridadaerea.gob.es/es/ambitos/drones/operaciones-con-uas-drones/operaciones-con-uas-drones---categoria-abierta-subcategorias-a1-a2-y-a3>
- [4] “Diseño y producción de UAS/drones”, Agencia Estatal de Seguridad Aérea. Disponible en:  
<https://www.seguridadaerea.gob.es/es/ambitos/drones/requisitos-de-uas-drones/diseño-y-producción-de-uas-drones>
- [5] “Easy Access Rules for Unmanned Aircraft Systems (Regulations (EU) 2019/947 and 2019/945)”, European Union Aviation Safety Agency, 2024. Disponible en:  
<https://www.easa.europa.eu/en/document-library/easy-access-rules/easy-access-rules-unmanned-aircraft-systems-regulations-eu>
- [6] “BU-206: Lithium-polymer: Substance or Hype?”, Battery university, 2021.
- [7] “BU-205: Types of Lithium-ion”, Battery University, 2023.
- [8] “Real Decreto Legislativo 2/2015”, BOE-A-2015-11430, Ministerio de Empleo y Seguridad Social, 2015.
- [9] Aerodinámica de superficies de sustentación 3D, TEMA 7”, Aeroelasticidad y Aerodinámica Numérica, Dr. Mario Lázaro Navarro.
- [10] “Velocidades de Proyecto y envolvente de maniobras, TEMA 2”, Cargas en vuelo. Ensayos estáticos y dinámicos de una aeronave, Dr. Mario Lázaro Navarro.
- [11] “Maniobras simétricas estacionarias, TEMA 4”, Cargas en vuelo. Ensayos estáticos y dinámicos de una aeronave, Dr. Mario Lázaro Navarro.
- [12] “ANEXO V Cálculo de condiciones de corte”, Escola Politècnica Superior d’Enginyeria de Vilanova i la Geltrú, Universitat Politècnica de Catalunya.

- [13] “SE75-10-0223, General Datasheet”, GURIT. Disponible en:  
<https://www.gurit.com/wp-content/uploads/bsk-pdf-manager/2023/09/SE75.pdf>
- [14] “NACA 2412”, Airfoil tolos. Disponible en:  
<https://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca2412-il>
- [15] “Motor AXI 2217/20 840KV GOLD Line V2 Long F5J”, RC Innovations.  
Disponible en: <https://rc-innovations.es/shop/motor-axi-2217-20-840kv-gold-line-v2-long-f5j-221720v2lf-axi?search=f5j#attr=>
- [16] “Panasonic NCR18650B 3400mAh 3.7V”, RC Innovations. Disponible en:  
<https://rc-innovations.es/shop/Panasonic-NCR18650B-Li-ion-3400mah-bateria-18650?category=263#attr=2028,619>
- [17] “PVC Foam CoreLite 60 GS – 25 mm”, CASTRO COMPOSITES. Disponible en: [https://www.castrocompositesshop.com/en/sandwich-cores/3093-6650-pvc-foam-corelite-60-gs-30-mm.html#/1095-size-sheet\\_of\\_1150\\_x\\_1220\\_x\\_25\\_mm](https://www.castrocompositesshop.com/en/sandwich-cores/3093-6650-pvc-foam-corelite-60-gs-30-mm.html#/1095-size-sheet_of_1150_x_1220_x_25_mm)
- [18] “Vertigo F5J”, RC Glider.eu. Disponible en:  
<https://www.rcglider.eu/en/gliders/vertigo-f5j>
- [19] “EinScan Pro 2X V2”, EinScan. Disponible en:  
<https://www.einscan.com/escaneres-3d-portatiles/einscan-pro-2x-v2-es/>
- [20] “ALUMINIO 7075 T6/T651 PLACA 30 MM”, lumetal. Disponible en:  
<https://www.lumetalplastic.com/producto/aluminio-7075-t6-t651-placa-30-mm-corte-a-medida/>
- [21] “ALUMINIO 7075 T6 BARRA REDONDA EXTRUIDA 60 MM”, lumetal.  
Disponible en: <https://www.lumetalplastic.com/producto/aluminio-7075-t6-barra-redonda-extruida-60-mm-corte-a-medida/>