



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 prototipo de aeronave no
tripulada con propulsión solar

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

AUTOR/A: Beneyto Alberó, Jordi

Tutor/a: García Manrique, Juan Antonio

CURSO ACADÉMICO: 2023/2024

Agradecimientos

Quisiera expresar mi más sincero agradecimiento a todas aquellas personas que, de una forma u otra, han ayudado a que este proyecto se hiciera realidad.

En primer lugar agradecer a mi tutor, Juan Antonio García, por compartir todos sus conocimientos y aportar parte de los materiales empleados, sin los cuales no hubiese sido posible realizar este trabajo. Asimismo, agradecer además al Departamento de Ingeniería Mecánica y de Materiales (DIMM) por ceder sus instalaciones y recursos de cara a la fabricación de parte del prototipo.

También agradecer a David Silla Llopis toda su dedicación y ayuda en cuanto al uso de programas de mecánica de fluidos computacional, pues sin su apoyo no hubiera sido posible realizar de forma correcta los estudios fluido-dinámicos, los cuales han sido una parte muy importante de este trabajo.

Finalmente, agradecer a mi familia y amigos todo el apoyo recibido, pues además de participar directamente en el proyecto, siempre han estado ahí para motivarme a seguir adelante.

Resumen

El principal objetivo con el que parte este proyecto es diseñar y fabricar un prototipo de vehículo aéreo no tripulado (UAV) cuya fuente principal de potencia se componga de celdas solares, y que sea capaz de llevar a bordo una carga útil del tipo instrumental. Además, se plantea hacer uso de todas las herramientas informáticas trabajadas a lo largo de las distintas asignaturas del grado.

El primer paso consiste en evaluar el estado del arte de las aeronaves solares, y apoyándose en las competiciones de planeadores F5J, trazar una primera idea conceptual de lo que será la aeronave a diseñar. También se describen las distintas tecnologías alternativas, y se evalúa la viabilidad comercial del producto.

A partir de este diseño inicial, se realizan pequeñas modificaciones que mejoran las prestaciones de la aeronave, desde un punto de vista tanto aerodinámico como estructural. A continuación, se discuten los componentes electrónicos a incorporar, y tras diseñar la geometría del fuselaje a su alrededor, se obtiene la forma final del UAV.

Finalizada la etapa de diseño, se procede a simular (mediante software de mecánica de fluidos computacional) el comportamiento en vuelo de la aeronave, y se inicia el proceso de fabricación. Lamentablemente, y debido a las limitaciones de tiempo y presupuesto, no se logra completar la fabricación del prototipo, pues únicamente se crea una de las secciones alares. De esta forma, y pese a no poder plasmar el proceso completo de fabricación, se proporciona una descripción ajustada de los pasos que se deberían seguir si se deseara recrear el UAV.

Por último, se valoran las posibles aplicaciones reales del sistema, y se extraen las distintas conclusiones obtenidas a lo largo del trabajo.

Índice de figuras

1.1.1. Wright Flyer sobre el campo de vuelo de Huffman Prairie, Dayton, Ohio [3]	13
1.2.1. Tabla resumen de los ODS	15
2.1.1. Vista del Solar Impulse en vuelo [31]	21
2.1.2. Vista del SoLong (izquierda) [29] y del Solius (derecha) [16]	22
2.1.3. Modelos de competición f5J [15] [21]	23
2.3.1. Aeronave Orlan-10 sobre el sistema de catapulta para el lanzamiento [23] .	26
2.3.2. Ala volante solar fabricada con poliestireno expandido [24]	28
3.1.1. Ejemplo de la interfaz de usuario de DevWing1	30
3.1.2. Menú de opciones de DevWing	31
3.1.3. Visualización 3D de los elementos estructurales	32
3.2.1. Diseño preliminar del fuselaje	33
3.4.1. Renderizado 1 del diseño conceptual	34
3.4.2. Renderizado 2 del diseño conceptual	34
4.1.1. Distribución del coeficiente de presión a lo largo del extradós de un ala genérica	37
4.1.2. Evolución de la eficiencia aerodinámica con el ángulo de ataque	39
4.2.1. Ejemplo largueros que unen el fuselaje con el ala [9]	41
4.2.2. Detallado de los componentes que forman el ala	41
4.2.3. Estructura final de un semiala	42
4.3.1. Esquema básico del ensayo y sus componentes	43
4.3.2. Deformación provocada por una carga de 10 N	44
4.3.3. Deformación provocada por una carga de 10 N	44
4.3.4. Comparación de resultados obtenidos en función del tamaño de la malla . .	45
4.3.5. Desplazamiento vertical provocado por una carga de 12 N	45
4.3.6. Vista de la malla cerca del encastre alar	47
4.3.7. Tensión de von Mises en la unión entre fuselaje y estructura	48

4.3.8. Deformación completa de la estructura alar	48
4.3.9. Estructura interna alar modificada	49
4.3.10. Tensión de von Mises en el encastre con la nueva estructura alar	50
4.3.11. Deformación vertical a lo largo de la nueva estructura alar	50
4.3.12. Costillas 1 (izquierda) y 8 (derecha) con cargas estructurales elevadas . . .	51
4.4.1. Perfiles NACA0012 (arriba) y SD7037 (abajo) modelados mediante XFLR5	53
4.4.2. Comparación de los perfiles para diversas condiciones de número de Reynolds	53
4.4.3. Definición de la aeronave en XFLR5	54
4.4.4. Polar de la aeronave obtenida con XFLR5	56
4.4.5. Comportamiento de la dinámica longitudinal	57
4.4.6. Comportamiento de la dinámica lateral	58
4.5.1. Estructura interna del estabilizador horizontal derecho	59
4.5.2. Estructura interna del estabilizador vertical	60
5.1.1. Celdas solares C60	62
5.2.1. Servomotor MG-90	63
5.3.1. Conjunto emisora-receptor seleccionados	64
5.4.1. Variador de 30 A seleccionado	65
5.5.1. Valores de potencia y amperaje suministrados por el fabricante	66
5.5.2. MPPT seleccionado	66
5.6.1. Módulo conversor de 12V a 5V	67
5.7.1. Módulo de transmisión FPV	68
5.8.1. Motor DYS 2830	69
5.8.2. Hélice SparkHobby 9x6	70
5.9.1. Batería marca Hawk's Work de 4200 mAh y 3 celdas	71
5.10.1. Esquema básico de todos los componentes electrónicos	72
6.1.1. Organización interna de la bahía de electrónica	74
6.2.1. Sección del fuselaje del encastre alar	75
6.3.1. Vista en detalle de la estructura de la bayoneta	76
6.4.1. Vista interior y exterior de la sección de los servos	76
6.4.2. Posición relativa entre los servomotores y los estabilizadores	77
6.5.1. Resultado final del fuselaje	77

6.5.2. Renderizado final de la aeronave completa	78
7.1.1. Mitad izquierda de la aeronave	80
7.1.2. Molde en negativo de la aeronave y dominio computacional	80
7.1.3. Herramienta de división de superficies del programa Star CCM+	81
7.1.4. Vista del mallado cerca del encastre alar	82
7.3.1. Eficiencia aerodinámica vs ángulo de ataque	85
7.3.2. Eficiencia aerodinámica vs velocidad de vuelo	85
7.3.3. Evolución de los coeficientes aerodinámicos con el ángulo de ataque	85
7.3.4. Evolución del empuje y la resistencia aerodinámica en función de la velocidad de vuelo y la masa de la aeronave	86
8.1.1. Vista del editor de diseño de devWing	88
8.1.2. Costillas alares ya cortadas	89
8.2.1. Preparación del molde para el laminado del panel de borde de ataque	90
8.2.2. Impresión del molde de borde de ataque con la Anet A-8	90
8.2.3. Capas de fibra de carbono junto al molde de una de las piezas	91
8.2.4. Materiales empleados para realizar el proceso de vacío	92
8.2.5. Sección del borde de ataque curando con vacío	93
8.2.6. Recopilatorio de las piezas que forman la estructura alar	94
8.3.1. Panel solar antes del laminado sobre la base de la máquina	95
8.3.2. Dos paneles unidos por la parte posterior	96
8.3.3. Panel solar con las conexiones realizadas	96
8.3.4. Esquema de las conexiones de los 5 paneles solares	97
8.4.1. Primer molde de la sección central	98
8.4.2. Segundo molde de la sección central	98
8.4.3. Parte de la sección alar del fuselaje intermedio	98
8.4.4. Molde para laminar el fuselaje intermedio	99
8.5.1. Estructura interna del alerón	100
8.5.2. Estructura del alerón tras añadir los paneles de material compuesto	100
8.5.3. Alerón recubierto con el <i>Oracover</i>	101
8.5.4. Parte de las costillas alares antes y después del lijado	101

8.5.5. Estructura alar antes y después de añadir los paneles superiores y el borde de ataque	102
8.5.6. Vista inferior del ala antes de aplicar el recubrimiento	102
8.5.7. Ejemplo de irregularidad eliminada con ayuda del soldador	103
8.5.8. Resultado final de la sección alar ensamblada	103
8.5.9. Vista superior de la sección alar fabricada	104
8.5.10. Paneles superiores antes y después de la modificación	104
8.5.11. Paneles inferiores antes y después de la modificación	105
9.0.1. Fotografía del AT-802FB en vuelo realizada por Xavier Larrosa [13]	108
B.0.1. Evolución del techo de vuelo con el ángulo de incidencia de la luz solar	121
B.0.2. Evolución de la posición azimutal solar en función de la hora y y el mes del año	122
C.3.1. Curva de voltaje vs intensidad (A)	134
C.3.2. Celdas solares C60	135
C.3.3. Servomotor MG90	135
C.3.4. Batería de 4200mAh	136
C.3.5. Sistema FPV	136
C.3.6. Conversor de voltaje	137
C.3.7. Variador de 30A	138
C.3.8. Controladora fs-ia10b de 2.4GHz	138
C.3.9. Conjunto motor-hélice	139
C.3.10. Adaptador EFL1018	139
C.3.11. Módulo MPPT	140
D.3.1. Distribución porcentual de los costes totales del proyecto	148
E.0.1. Limitaciones impuestas a las categorías A1, A2 y A3 [10]	150

Índice de cuadros

2.3.1. Parámetros de los UAV [6] [19] [25] [26] [27] [30]	25
4.1.1. Resultados de los perfiles ensayados	39
4.3.1. Resumen de elementos a modificar con material compuesto	51
4.4.1. Masa estimada de los distintos elementos que componen la aeronave	55
4.4.2. Valores numéricos de los modos transitorios	58
4.4.3. Derivadas aerodinámicas obtenidas	59
5.2.1. Condiciones de vuelo y resultados del estudio realizado	63
5.7.1. Principales características de los sistemas FPV analógicos y digitales	68
5.9.1. Consumo eléctrico de los componentes instalados	70
7.1.1. Parametrización de la malla	81
7.1.2. Comprobación de la independencia de malla	82
7.2.1. Peso total de los componentes electrónicos	83
7.2.2. Peso total de los materiales del ala y estabilizadores	83
7.2.3. Peso total de los materiales del fuselaje	84
B.0.1. Características técnicas del UAV	121
B.0.2. Derivadas aerodinámicas y de control de la aeronave	122
C.3.1. Especificaciones e imagen del elemento número 1	125
C.3.2. Especificaciones e imagen del elemento número 2	126
C.3.3. Especificaciones e imagen del elemento número 3	126
C.3.4. Especificaciones e imagen del elemento número 4	126
C.3.5. Especificaciones e imagen del elemento número 5	127
C.3.6. Especificaciones e imagen del elemento número 6	127
C.3.7. Especificaciones e imagen de la materia prima número 1	128
C.3.8. Especificaciones e imagen de la materia prima número 2	129

C.3.9. Especificaciones e imagen de la materia prima número 3	129
C.3.10. Especificaciones e imagen de la materia prima número 4	130
C.3.11. Especificaciones e imagen de la materia prima número 5	130
C.3.12. Especificaciones generales de las distintas secciones del fuselaje	133
C.3.13. Especificaciones de las celdas solares	135
C.3.14. Especificaciones del servomotor	135
C.3.15. Especificaciones de la batería	136
C.3.16. Especificaciones del sistema FPV	137
C.3.17. Especificaciones del transformador	137
C.3.18. Especificaciones del variador	138
C.3.19. Especificaciones del receptor	139
C.3.20. Especificaciones del conjunto motopropulsor	140
C.3.21. Especificaciones del módulo MPPT	140
D.1.1. Coste del periodo de diseño	142
D.1.2. Costes de las licencias de programas empleados	143
D.1.3. Coste de los materiales empleados para la sección alar fabricada	144
D.1.4. Coste detallado de los materiales necesarios para fabricar el UAV	145
D.1.5. Costes de amortización de las herramientas utilizadas	145
D.1.6. Costes totales de la electrónica empleadas	146
D.1.7. Costes totales asociados al proceso de fabricación	147
D.2.1. Presupuesto total del proyecto	147
D.3.1. Costes reales del proyecto	148

Nomenclatura

α Ángulo de ataque

α_G Ángulo de ataque geométrico

b_W Envergadura alar

C_D Coeficiente de resistencia

CFD Mecánica de fluidos computacional (*Computational fluid dynamics*)

C_L Coeficiente de sustentación

EA Eficiencia aerodinámica

EASA Agencia europea de seguridad aerea (*European Aviation Safety Agency*)

FPV Visión en primera persona (*first person view*)

MPL Peso de la carga de pago máxima

MTOW Masa máxima al despegue

NACA *National Advisory Committee for Aeronautics*

OEW Peso de la aeronave sin carga de pago

S_H Superficie del estabilizador horizontal

S_V Superficie del estabilizador vertical

S_W Superficie alar

UAV Vehículo aéreo no tripulado (*unmanned aerial vehicle*)

UAS Sistema aéreo no tripulado (*unmanned aerial system*)

Índice general

1. Introducción	13
1.1. Motivación	13
1.2. Objeto del trabajo	14
1.2.1. Relación con los ODS	15
1.3. Metodología	17
2. Estudio de Necesidades y Evaluación de Soluciones Alternativas	19
2.1. Estado del arte	19
2.1.1. Aeronaves solares	20
2.1.2. Competiciones de planeadores F5J	22
2.2. Requerimientos operacionales	24
2.3. Soluciones alternativas y justificación	25
2.3.1. Según la planta de potencia	25
2.3.2. Según la geometría de la aeronave	27
3. Punto de partida	29
3.1. Modelado conceptual del ala	30
3.2. Creación del fuselaje	32
3.3. Diseño de los estabilizadores	33
3.4. Visión global de la aeronave	33
4. Diseño de las superficie aerodinámicas	35
4.1. Selección del perfil aerodinámico	36
4.1.1. Descripción del software CFD	36
4.1.2. Comparación entre perfiles	38
4.2. Optimización de la geometría alar	40
4.3. Ensayo de la estructura mediante elementos finitos	42

4.3.1.	Ensayos físicos de caracterización	43
4.3.2.	Simulación por elementos finitos de la estructura	46
4.3.3.	Modificación de la estructura alar	48
4.4.	Primera aproximación a la polar con XFRL5	52
4.4.1.	Criterios de estabilidad y control	57
4.5.	Diseño de la estructura de las superficies de control	59
5.	Selección de los componentes electrónicos	61
5.1.	Células fotovoltaicas	61
5.2.	Servomotores	62
5.3.	Emisora y receptor	64
5.4.	Variador de potencia	65
5.5.	MPPT	65
5.6.	Convertor de 12V a 5V	66
5.7.	Emisora FPV	67
5.8.	Motor y hélice	69
5.9.	Batería	70
5.10.	Esquema eléctrico	72
6.	Diseño del fuselaje	73
6.1.	Bahía de componentes electrónicos	74
6.2.	Encastre alar	75
6.3.	Bayoneta de unión con la cola	75
6.4.	Sección de cola	76
6.5.	Resultado final	77
7.	Curva polar de la aeronave	79
7.1.	Preparación del cálculo	79
7.2.	Estimación del peso total	83
7.3.	Resultados	84
8.	Proceso de fabricación	87
8.1.	Costillas alares	87
8.2.	Paneles en fibra de carbono	89

8.3. Paneles solares	94
8.4. Fuselaje	97
8.5. Ensamblaje del ala	100
8.5.1. Modificaciones del diseño en base al proceso de fabricación	104
9. Posibles mejoras a futuro y aplicaciones del sistema	106
10. Conclusiones obtenidas del proyecto	111
A. Planos y bocetos de la aeronave	112
B. Características técnicas de la aeronave	121
C. Pliego de condiciones técnicas	123
C.1. Introducción	123
C.2. Extracto de la normativa aplicable al diseño, fabricación y ensayos del UAV	123
C.3. Especificaciones técnicas	125
C.3.1. Piezas y materiales de adquisición directa	125
C.3.2. Materias primas a utilizar	128
C.3.3. Piezas a fabricar	130
C.3.4. Componentes electrónicos	133
C.3.5. Pruebas de conjunto	140
D. Presupuesto	142
D.1. Desglose del presupuesto	142
D.1.1. Costes de diseño	142
D.1.2. Costes del materiales y las herramientas empleadas	144
D.1.3. Costes de la electrónica embarcada	146
D.1.4. Costes de fabricación	146
D.2. Costes totales del proyecto	147
D.3. Coste real del proyecto	147
E. Entorno regulatorio nacional para los UAV	149

Capítulo 1

Introducción

1.1. Motivación

La naturaleza humana, marcada por la curiosidad, la creatividad y la capacidad de resolución, ha jugado un papel fundamental en su evolución tecnológica. Desde la aparición de las primeras herramientas prehistóricas, el afán por mejorar ha estado siempre presente en la forma de ser de las personas. Esta mentalidad fue la que permitió, a finales de 1903, realizar el primer vuelo a motor de la historia.

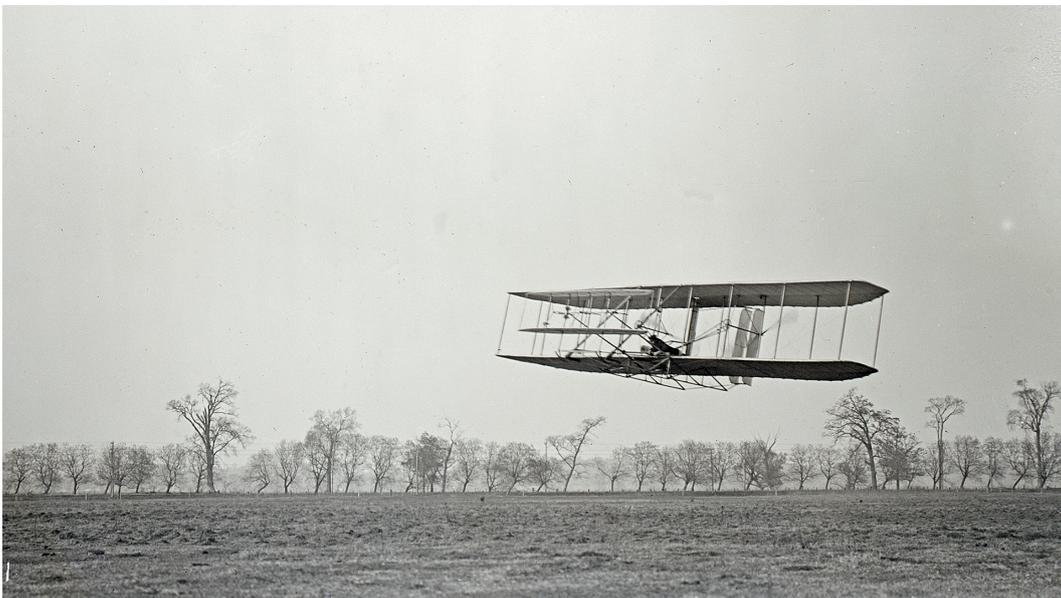


Figura 1.1.1: Wright Flyer sobre el campo de vuelo de Huffman Prairie, Dayton, Ohio [3]

En la actualidad, y sobretodo en un sector como es el aeroespacial, donde se combina tanto la evolución tecnológica como la concienciación acerca del medio ambiente, no es de extrañar que se estén buscando constantemente nuevas formas de afrontar los retos futuros que se plantean. Y es precisamente por esto que, en los últimos años, la idea de emplear aeronaves sin emisiones de gases contaminantes ha ido ganando popularidad. No obstante, también se ha podido comprobar que esto no es sencillo, pues no es tan simple como colocar baterías en los

aviones y emplear motores eléctricos, ya que con estas configuraciones las autonomías que se consiguen son reducidas.

Por esta razón, han aparecido nuevas filosofías de diseño, que combinan el almacenamiento de energía en estado sólido (baterías) con fuentes de producción en vuelo (pilas de hidrógeno o paneles solares). Y aunque hay quien afirma que las pilas de hidrógeno son el futuro del sector transportes, lo cierto es que su uso en los UAV de pequeño y mediano tamaño está algo restringido por el peso de los sistemas de generación. Debido a esto, la alternativa más comúnmente empleada a la hora de concebir aeronaves no tripuladas de gran autonomía es la integración de celdas solares, que generan energía durante el vuelo.

Aunque esta tecnología ha demostrado ser viable para las aeronaves con dimensiones características (envergaduras) superiores a los 4 o 5 metros, lo cierto es que son pocos los ejemplos de prototipos funcionales de menor tamaño. Y en aquellos que si se consigue integrar de forma correcta esta tecnología, la capacidad de portar carga es muy reducida, por lo cual carecen de posibles aplicaciones reales.

De esta forma, se plantea el reto de lograr concebir un prototipo de aeronave de pequeño tamaño (envergadura inferior a los 3 metros) que sea funcional e integre celdas solares en su geometría, de forma que estas generen energía durante el vuelo.

1.2. Objeto del trabajo

El mundo de las aeronaves no tripuladas ha sufrido, en los últimos años, un crecimiento exponencial, tanto en el ámbito civil como militar. Ejemplo de esto son las numerosas empresas (con DJI a la cabeza) que centran sus operaciones en el diseño y producción de estos equipos, enfocados a todo tipo de públicos. No obstante, se trata de un sector altamente polarizado: por un lado se tienen los UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) eléctricos, con autonomías que rara vez superan las 2 horas de vuelo; y por otro lado las grandes aeronaves militares a base de combustibles fósiles, con autonomías de hasta 18 o 24 horas. Sin embargo, es muy difícil encontrar algún tipo de plataforma que posea una autonomía ubicada en el rango de las 3 a 5 horas, pues las baterías no tienen la suficiente densidad energética y los combustibles líquidos se emplean en misiones de mayor duración.

Por otro lado, una tecnología que también se ha desarrollado significativamente durante los últimos 20 años son las células fotovoltaicas. Estas células o paneles permiten transformar la energía de los rayos del sol en corriente eléctrica, gracias a los semiconductores que las forman. Y es precisamente esta tecnología, que además de lograr reducir las emisiones de gases contaminantes, puede ser la clave para lograr que las aeronaves eléctricas aumenten significativamente su autonomía. Aunque esto ya ha demostrado ser viable a grandes escalas (como se verá posteriormente más en profundidad en el apartado 2.1), presenta un mayores dificultades al trasladarlo a sistemas de menores dimensiones (envergaduras menores a los 3 metros), y será el principal reto a resolver.

Es por esta razón que, a lo largo de este trabajo, se desarrollará y creará una aeronave no tripulada que empleará la energía solar como fuente primaria de potencia. Además, este UAV deberá ser capaz de portar instrumentos a bordo, y ser viable a nivel económico. Se explorarán todas las posibles filosofías de diseño, así como las tecnologías que compiten contra la generación solar de potencia, y se decidirá la línea de diseño a seguir. Finalmente, se utilizarán todas las herramientas informáticas disponibles, tales como programas de diseño CAD, análisis de elementos finitos y CFD, para tratar de conseguir llegar a una solución que cumpla con los objetivos planteados. El nombre que recibirá este UAV es SunWaver Scout I.

Resumiendo, el principal objetivo de este trabajo será el siguiente:

«Desarrollar y fabricar un prototipo de aeronave no tripulada de pequeño/medio tamaño, cuya fuente principal de potencia se componga de células fotovoltaicas, que logre alcanzar autonomías de hasta 4 horas de vuelo, y todo ello mientras lleva en su interior una carga de pago de tipo instrumental»

1.2.1. Relación con los ODS

Los ODS u objetivos de desarrollo sostenible son una serie de 17 objetivos, propuestos por las naciones unidas en 2015, y cuya misión principal es proteger el planeta y mejorar la vida de las personas que lo habitan.



Figura 1.2.1: Tabla resumen de los ODS

Aunque puede parecer algo ajeno, lo cierto es que este trabajo integra y fomenta varios de ellos, en especial los que abogan por la protección del planeta. A continuación se van a explicar aquellos más importantes, y como se fomentan o aplican a la construcción de un UAV solar:

■ 2.- Hambre cero

Tal como se explorará con mayor detalle en la sección 9, una de las labores que puede realizar una aeronave no tripulada solar con gran autonomía es el control y monitoreo de cultivos. De esta forma, y gracias a los sensores que se pueden instalar en el vehículo, se puede tener un mayor conocimiento en los efectos que provocan los distintos fenómenos atmosféricos (sequías, inundaciones, fuertes vientos, etc) sobre las plantaciones. A partir de los datos recolectados, se pueden aplicar medidas correctivas concretas de forma precisa, consiguiendo que el rendimiento de los cultivos aumente.

Esta función cobra especial importancia en países donde el acceso al agua es limitado, pues permite gestionar los recursos hídricos de forma precisa y efectiva, reduciendo los requerimientos externos de riegos en zonas donde no son estrictamente necesarios, y aumentándolos allí donde se requiere.

■ 13.- Acción por el clima

Aunque el UAV puede utilizarse para monitorizar cultivos, la principal aplicación para la cual se va a enfocar el diseño de la aeronave es la vigilancia de incendios forestales. En la actualidad, los incendios forestales (junto con la tala humana) son una de las principales causas de la pérdida de masa forestal. De hecho, y según algunas estimaciones, de media arden en el mundo 11.2 millones de hectáreas de bosque al año [18] (sin considerar zonas de matorral, marismas u otros ecosistemas). Para poder entender mejor esta cifra, indicar que equivale a algo más de la superficie que ocupa Portugal. Y cada vez que se da un incendio, todo el carbono atrapado en la masa forestal se libera a la atmósfera, contribuyendo muy negativamente al cambio climático. Por tanto, es fundamental reducir lo máximo posible la superficie que se incendia cada año, para de esa forma evitar la liberación del dióxido de carbono a la atmósfera.

En muchas ocasiones, la principal diferencia entre un pequeño foco o un gran incendio es la detección temprana. Por esta razón, contar con un sistema integrado de varios UAV puede permitir tener vigilancia sobre una mayor área forestal, lo cual puede ayudar a evitar que cualquier fuego que aparezca se propague. De esta forma, es más probable que se pueda apagar antes de que crezca y evolucione de forma descontrolada.

■ 15.- Vida de Ecosistemas Terrestres

Tal como se ha indicado, los incendios forestales no solo contribuyen muy negativamente al cambio climático, sino que además destruyen los ecosistemas terrestres. Esto tiene efectos muy negativos en la biodiversidad, pues puede llegar a provocar la extinción de especies de fauna y flora. Por tanto, es fundamental combatirlos para evitar la pérdida de más especies, a lo cual la aeronave que se desea diseñar y fabricar puede ayudar a que esto sea posible.

Aunque esto pueda parecer algo extremo, lo cierto es que en la actualidad se han dado numerosos ejemplos. Uno de los más resonados se produjo en el verano de 2020 en Australia, donde se estima que ardieron más de 3.3 millones de hectáreas de bosques. Como consecuencia de esto, muchos hábitats se perdieron, y especies animales como el koala fueron trágicamente afectadas. En concreto, se estima que en el estado de Nueva Gales

del Sur la población de estos animales se redujo entre un 15 y un 30% como consecuencia de los incendios forestales [17].

En conclusión, el diseño y producción de un UAV solar con gran autonomía no solo supone una revolución tecnológica dentro del mundo de las aeronaves no tripuladas, sino que puede ayudar significativamente a combatir los efectos que el cambio climático provoca en cultivos y en el clima. Aunque una sola aeronave no puede suponer una gran diferencia, el uso extensivo de éstas puede ayudar a conocer mejor los efectos que el cambio climático provoca en el medio natural, y ayudar a combatir algunas de sus causas más trágicas.

1.3. Metodología

A lo largo de la etapa de concepción inicial del proyecto, se presentan numerosas ideas acerca de los materiales, las herramientas de diseño, o incluso los métodos de fabricación que se pueden emplear para diseñar y fabricar el UAV. No obstante, hay una premisa que resuena en todo momento al pensar en todas las alternativas posibles: tratar de combinar todas las herramientas adquiridas a lo largo de los estudios del grado con los conocimientos personales en diseño e impresión 3D.

Al igual que ocurre con en el diseño de cualquier sistema novedoso, el proceso a seguir será iterativo. Se empezará conociendo el estado del arte y la viabilidad actual del planteamiento realizado, para pasar a realizar un diseño previo. Si el resultado de este primer boceto resulta satisfactorio, se iniciará la etapa de diseño principal, en donde se concebirán cada una de las partes del conjunto (o de la aeronave) y se evaluarán de forma independiente, en busca de posibles mejoras. Tras esto, se integrarán todos los sistemas diseñados, y se fabricará un primer prototipo. En caso de ser exitoso, este primer prototipo se adaptaría a las posibles mejoras planteadas, y daría lugar al diseño final de la aeronave. No obstante, y dada la gran dificultad de tratar de abarcar todo el proceso anteriormente descrito, este trabajo se centrará únicamente en la etapa de diseño y la planificación de la fabricación. También se realizará una demostración del proceso de fabricación, para de esa forma mostrar la viabilidad del mismo y poder estimar de forma más precisa los costes totales del proyecto.

Cuando se piensa en un UAV o en una aeronave a control remoto de ciertas dimensiones, la primera idea que viene a la cabeza son los tubos huecos de fibra de carbono. Estos elementos, extendidos globalmente gracias a su muy buena relación peso/resistencia, forman parte de una de las filosofías de construcción más extendidas entre los aeromodelistas: varillas, costillas en madera de balsa, y *Oracover* como recubrimiento. Otro de los elementos fundamentales es la madera de balsa, pues posee una muy baja densidad (hasta 10 veces menor que la del agua), manteniendo unas propiedades mecánicas adecuadas. Combinando estos dos elementos con el *Oracover*, un film plástico que se contrae al aplicarle calor, se logra una superficie alar muy similar a la de los ultraligeros. De esta forma, las varillas aportan rigidez estructural, las costillas aportan la forma del perfil alar, y el recubrimiento exterior da lugar a una superficie alar tridimensional. Además este material presenta una ventaja, ya que la capa plástica exterior puede ser transparente, y se pueden colocar paneles solares en la parte interior de la estructura. Es por esto que se empleará esta filosofía de construcción para dar lugar al ala principal de la aeronave no tripulada. No

obstante, se hará una hibridación con la filosofía actual de aeronaves comerciales, usando una especie de estructura semimonocasco. De esta forma, habrá un conjunto de tiras de material compuesto ubicadas debajo del *Oracover*, que abarcarán toda la envergadura del ala, y servirán como refuerzo a la estructura primaria. Estas láminas también ayudarán a que la superficie sea lo más regular posible, y a transmitir los esfuerzos generados por la sustentación a los largueros principales.

Por lo que respecta al resto de elementos de una aeronave no tripulada, existen gran cantidad de filosofías de construcción. Por un lado, existen alternativas poco complejas, como partir de un bloque de poliestireno expandido e ir dando forma hasta lograr la geometría deseada. Una opción más intermedia es tomar la misma filosofía que en las alas, y emplear varillas longitudinales de material compuesto o madera, y utilizar el recubrimiento plástico para cerrar esta estructura. Y finalmente la alternativa más compleja pero más eficiente, que consiste en utilizar moldes para laminar sobre ellos la geometría deseada en fibra de carbono o de vidrio. Cuando se hace esto por parte de un constructor aficionado, habitualmente se emplean patrones fabricados con impresoras 3D, pues el coste que supone adquirir un molde fabricado en metal es excesivamente elevado. Dados los buenos resultados que se obtienen con estas técnicas, se seleccionan para crear partes de la aeronave como el fuselaje o los *Wing tips* (superficies verticales que se encuentran en los extremos del ala).

Y es que la fabricación aditiva es una tecnología que ha ido ganando mucha importancia en la industria, hasta el punto de existir a día de hoy grandes marcas multinacionales dedicadas exclusivamente a este sector (Bambu Lab, UltiMaker, etc). Este gran crecimiento no se ha producido por casualidad, ya que esta tecnología presenta unas grandes ventajas frente a otras técnicas más antiguas de fabricación. La principal de las cualidades que posee es la versatilidad, pues permite crear todo tipo de piezas con geometrías irregulares sin necesidad de actuación del operador (como si ocurre con los mecanizados tradicionales). Además, los materiales que emplea son asequibles, por lo cual resulta ideal para realizar prototipos, o en el caso que se abarca, moldes sobre los que laminar el material compuesto. Dado que únicamente se planea construir un prototipo y no una serie completa de ellos, el bajo coste y complejidad de la creación de patrones con la fabricación aditiva la convierte en la alternativa óptima para este tipo de trabajos. Es por esta razón que, siguiendo la premisa establecida de tratar de reducir costes, se empleará la fabricación aditiva para crear los moldes necesarios para poder laminar las piezas de material compuesto que conformarán la aeronave. Esto se tendrá en mente, por tanto, a lo largo del diseño, pues las distintas piezas o estructuras que se conformarán deberán tener geometrías que permitan este tipo de procesos de fabricación.

En cuanto a las herramientas de diseño, desde un primer momento se opta por emplear Fusion 360 para el modelado 3D, Star CCM+ para los análisis de mecánica de fluidos, y Dev Wing para esbozar la geometría alar. La razón de escoger este conjunto de programas recae en el hecho de que todos ellos han sido trabajados a lo largo de los estudios del grado, y se conoce su funcionamiento básico. No obstante, hubiera sido posible emplear otro tipo de software (como Siemens NX o Ansys Fluent), aunque el desconocimiento del mismo habría jugado un papel negativo en el desarrollo del proyecto.

Capítulo 2

Estudio de Necesidades y Evaluación de Soluciones Alternativas

Antes de empezar el diseño de cualquier sistema funcional, es esencial evaluar las necesidades que va a tratar de suplir dicho sistema, así como los objetivos con los que debe cumplir. Para esto resulta muy útil analizar, en primer lugar, todos los modelos competidores que existen, para de esta forma extraer de cada uno de ellos los puntos de partida iniciales. De esta forma, se irá ensamblando una especie de rompecabezas, en el cual cada pieza será una parte, geometría o componente de alguna otra aeronave, que por sus cualidades pueda resultar adecuada en la creación del prototipo. Por esta razón, se empezará evaluando el estado del arte en lo referente tanto a aeronaves solares como a modelos de competiciones F5J, pues se combinará tanto la fuente de potencia de las primeras como la geometría aerodinámica de las segundas. Posteriormente, se enumerarán aquellas características o puntos clave a considerar de cada una de las categorías tratadas anteriormente, para ensamblar la idea conceptual alrededor de la cual empezar a trabajar en las siguientes etapas.

2.1. Estado del arte

Dentro el sector aeronáutico existen, de forma habitual, categorías claramente marcadas, según las que se engloban todas las aeronaves. Para el ámbito de este trabajo, y tal como se ha comentado anteriormente, se prestará especial atención tanto a las aeronaves solares como a los planeadores de competición (dentro de la modalidad F5J). La razón principal de esto recae en el hecho de que, a pesar que puedan parecer desde fuera dos tipologías totalmente distintas, ambas tienen un objetivo esencial en lo que respecta al diseño: maximizar la eficiencia en vuelo. No obstante, hasta el momento no ha habido ningún prototipo o aeronave que haya logrado combinar ambas tendencias de diseño de forma satisfactoria, pues existen retos complejos a los que se debe hacer frente para lograrlo.

De esta forma, y con el fin de conocer en profundidad la tecnología actual, se procederá a estudiar las dos categorías mencionadas anteriormente: la primera, centrada en las aeronaves cuya fuente de potencia es del tipo solar,; y la segunda, centrada en las aeronaves de competición tipo F5J y sus equivalentes.

2.1.1. Aeronaves solares

A raíz de la amplia expansión que han sufrido los paneles solares durante el siglo XXI, y sobretodo con la concienciación acerca de las emisiones contaminantes que se generan en el sector aeronáutico, cada vez se ha vuelto más común escuchar la misma pregunta: “¿Y porqué no hacer que los aviones vuelen con paneles solares?” Esta pregunta, que a primera vista puede parecer sencilla, ha sido objeto de discusión a lo largo de mucho tiempo entre ingenieros aeronáuticos, dando lugar a opiniones muy contrarias. No obstante, en la mayoría de los casos la respuesta que se obtiene es la misma: “no es posible”.

No obstante, esto no es tan sencillo, pues sería más adecuado usar otra sintaxis: “no es económicamente viable”. Y es que, si se investiga un poco, rápidamente se podrá comprobar como a lo largo de estos últimos años han existido algunas aeronaves que sí han sido capaces de realizar vuelos reales únicamente con la potencia suministrada por paneles solares montados en las alas. No obstante, estas aeronaves no han sido pensadas ni diseñadas para llevar pasajeros o carga entre un punto u otro, por lo cual su estatus ha quedado en “demostradores de tecnología”. No obstante, y aunque ya se verá en el capítulo 2.3, dentro del mundo de los UAV existe un gran vacío entre las autonomías de vuelo que se obtienen con aeronaves eléctricas y con aeronaves con motores de combustión, por lo cual existe una posibilidad de ir más allá de los demostradores y crear una aeronave competitiva dentro de este sector.

A continuación, se van a revisar algunos de los aviones (tripulados y por control remoto) que se han diseñado y construido, y que hacen uso de la tecnología de conversión fotovoltaica para obtener la potencia necesaria para mantenerse en vuelo.

- Solar Impulse

El Solar Impulse, conocido también por el nombre Skydweller, es el avión solar más ampliamente reconocido y con mayor fama que ha alzado el vuelo hasta el momento. El proyecto, dirigido por Bertrand Piccard y André Borschberg, dio como resultado al primer avión de propulsión eléctrica y generación de potencia puramente solar en dar la vuelta al mundo [28]. Dicha travesía, realizada en un total de 17 etapas y con una duración de más de un año (debido a problemas técnicos y esperas por malas condiciones atmosféricas) permitió establecer algunos récord, tanto de distancia como de duración, para la categoría de aeronaves solares. Como referencia, su trayecto más largo se realizó entre Japón y Hawái, recorriendo algo más de 7000 km durante un total de 117 horas.

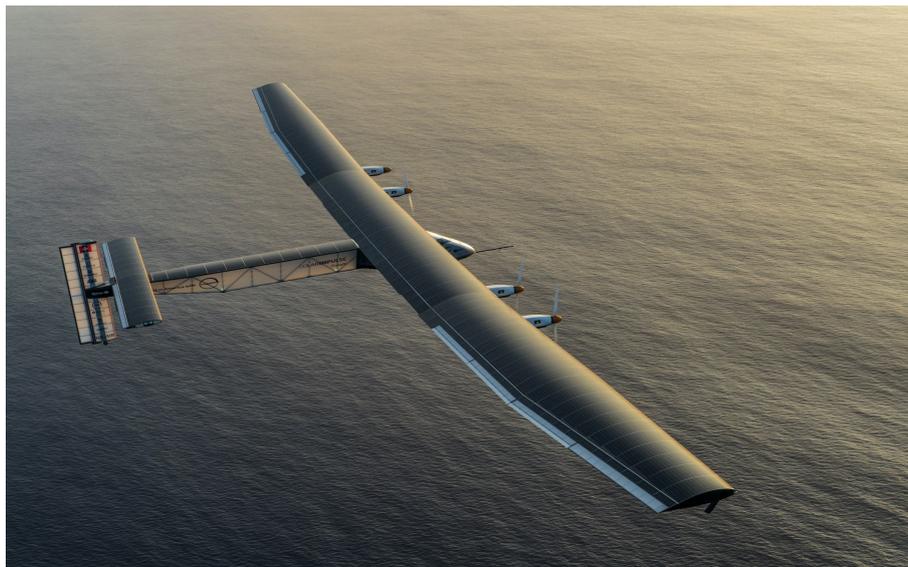


Figura 2.1.1: Vista del Solar Impulse en vuelo [31]

Con las pruebas en vuelo realizadas por esta aeronave, quedó claro que era tecnológicamente posible construir y volar aviones solares, si bien es posible que esto no fuese finalmente viable por razones económicas. No obstante, supuso un importante hito histórico, y fue muy útil para concienciar de forma global acerca de las emisiones de gases de efecto invernadero y las energías verdes.

Estos hitos históricos se lograron gracias a la alta eficiencia de la aeronave, sumado al poco peso de la misma. Resulta remarcable, entrando ya en aspectos técnicos, la baja carga alar de la misma, de solo 9 kg/m² (en comparación una aeronave comercial tiene una carga alar de entorno a 500 kg/m²). Además, se trata de una aeronave con gran alargamiento, de 19.2, hecho que consigue reducir la resistencia parásita y aumentar la eficiencia. Otro aspecto importante es la baja área frontal del fuselaje, que también permite reducir la resistencia para de esta forma elevar la eficiencia aerodinámica.

Si bien es cierto que esta aeronave tiene unas dimensiones mucho mayores que las del prototipo que se quiere diseñar, las conclusiones anteriormente extraídas son aplicables también al modelo que a desarrollar, tal como se verá a continuación con los prototipos de menor tamaño SoLong y Solius.

- SoLong y Solius

El modelo de aeronave solar no tripulada SoLong, de la compañía AC Propulsion, fue uno de los primeros capaces de mantener el vuelo eterno. El vuelo eterno o perpetuo es aquel en el que por el día se cargan unas baterías incorporadas haciendo uso del exceso de potencia, y por la noche se descargan para seguir aportando potencia al motor. Esta aeronave, de 4.75 metros de envergadura, cuenta con un total de 76 celdas solares, del modelo A-300 de SunPower. Según lo indicado por la compañía, es capaz de generar una potencia pico de 800 W, requiriendo únicamente de 95 W para mantener el vuelo.

Al igual que el Solar Impulse, esta aeronave cuenta con una baja carga alar, de 8.5 kg/m²

y con un alargamiento de 15. Además, cuenta con un fuselaje muy estrecho, que se encoje entre la zona del ala y la cola para reducir la superficie mojada de la misma.

Por otro lado está el Solius, diseñado por Drone Industries, y el cual se proclama como el primer avión solar de producción comercial. Esta aeronave no tripulada, con un tamaño algo menor al SoLong, no posee la capacidad de vuelo perpetuo, pues a pesar de incorporar una batería a bordo, esta no tiene la capacidad suficiente como para alimentar a la aeronave durante un largo periodo de tiempo (la autonomía máxima sin energía solar es de 40 minutos). Este modelo incorpora unas celdas solares muy similares a las del SoLong, aunque de un tamaño algo mayor. No obstante, la información acerca de esta aeronave es escasa, pues únicamente hay un dirección web donde se mencione la misma. En esta página se menciona que posee una envergadura de 2.85 m, y que sus paneles generan un total de 70 W. Es por esto que se desconoce si efectivamente esta aeronave no tripulada se ha llegado a producir y a volar o si únicamente se trata de un diseño que no ha llegado a ver la luz del sol.



Figura 2.1.2: Vista del SoLong (izquierda) [29] y del Solius (derecha) [16]

En ambos casos, además de las geometrías de las aeronaves, destaca la posición y geometría de las celdas solares. Estas celdas se colocan únicamente sobre el ala, y tratan de cubrir la mayor superficie posible de la misma, hasta llegar al punto del Solius donde es la propia geometría alar la que se adapta a los paneles. Además cuentan con hélices plegables, pues al carecer de tren de aterrizaje, es fundamental que éstas se puedan plegar para no romperse cuando se finaliza el vuelo. Hablando de los aterrizajes, se deben realizar sobre superficies suaves como el césped, para de esta forma evitar que se puedan producir daños en el fuselaje y las puntas de las alas.

2.1.2. Competiciones de planeadores F5J

Las competiciones de planeadores F5J son disciplinas federativas en las que se utilizan planeadores eléctricos a control remoto de una muy alta eficiencia aerodinámica, para competir en pruebas de vuelo en las que se busca gestionar de la mejor forma posible la energía disponible en las baterías. De esta forma, son aeronaves cuyo objetivo es maximizar la autonomía en vuelo y minimizar la resistencia aerodinámica. Al igual que en los planeadores tripulados, se suele hacer uso de las corrientes ascendentes, para de esta forma tratar de maximizar el tiempo de vuelo y conseguir ahorrar energía. Por esta razón, se busca siempre un diseño lo más eficiente posible,

llegando a perfeccionar hasta el último detalle. En estas competiciones es frecuente contar con la presencia de materiales compuestos, ya que tienen una muy alta relación entre sus propiedades mecánicas y su peso.

Por lo que respecta a las geometrías, es común encontrar modelos con alas de gran alargamiento, cuya forma en planta tiende hacia geometrías elípticas (las cuales reducen la resistencia parásita en vuelo), y generalmente con diedro. Esta deflexión alar se puede hallar bien a lo largo de toda la envergadura o solo en las secciones más exteriores de la misma. Los fuselajes suelen ser muy esbeltos, y su diámetro es habitualmente muy similar al del motor que se sitúa en la parte frontal. De esta forma, al reducir la sección frontal se consigue minimizar la resistencia generada. Un ejemplo de estos aviones a control remoto se puede apreciar en la figura 2.1.3:



Figura 2.1.3: Modelos de competición f5J [15] [21]

Tal como se puede observar, estos modelos también cuentan con hélices plegables, pues no hacen uso de un tren de aterrizaje (con el objetivo de reducir la sección transversal del fuselaje y minimizar la resistencia aerodinámica). Además, cuentan con todas las superficies de control de una aeronave tradicional, tales como flaps, alerones, timón de profundidad y timón de dirección. Por lo que respecta a la estructura de las alas, suelen estar compuestas por costillas de madera de balsa, pues su gran ligereza ayuda a reducir el peso total de la aeronave. Estas costillas se unen por medio de largueros, que generalmente son perfiles extruidos de fibra de carbono.

La ventaja de estas técnicas de construcción es que permiten obtener geometrías muy ligeras con una gran resistencia, lo cual consigue que la eficiencia que logran estas aeronaves sea muy alta. Otro factor clave es el hecho de que el ala se puede desmontar, de forma que se facilita significativamente el transporte. Esta modularidad será de gran importancia a la hora de diseñar la estructura, pues las uniones serán zonas donde se deberá maximizar la resistencia para evitar el colapso de la misma.

No obstante, una limitación respecto a esta configuración es que, debido a la prioridad de incluir los paneles en el ala, ésta no puede tener una geometría elíptica. Es por esta razón que se implementarán *wingtips*, para de esta forma reducir la resistencia inducida y mejorar la eficiencia.

2.2. Requerimientos operacionales

Si bien es cierto que se ha conseguido demostrar que las aeronaves solares son funcionales a gran escala (con envergaduras superiores a los 4 metros), son pocos o ningunos los modelos de menor escala que se han conseguido fabricar y probar, y han demostrado ser viables. Prueba de ello son los múltiples vídeos que existen en plataformas como *YouTube*, en donde se intentan crear, sin éxito, modelos más pequeños y a un coste asequible. Es por esta razón que este trabajo se centrará en tratar de crear una aeronave solar, que pueda realizar vuelos de larga autonomía, y con un presupuesto reducido, haciendo uso para ello de los materiales más comunes dentro del sector del aeromodelismo.

Empezando por la autonomía, aunque se conoce que ya hay aeronaves no tripuladas que son capaces de mantener el vuelo perpetuo, el tiempo de vuelo que se tratará de abarcar es mucho menor, de entre 2 y 4 horas. La razón para escoger este rango de autonomías se debe a que la mayoría de UAV's ligeros (menos de 2.5 kg) poseen tiempos de vuelo mucho menores, mientras que aquellos más pesados y con motores de combustión pueden mantenerse en vuelo durante mucho más tiempo (tal como se puede apreciar en el cuadro ??). Por tanto, se consigue fusionar la simplicidad de la propulsión eléctrica con la autonomía de la propulsión con motores alternativos. Además, el hecho de no apuntar a tener grandes tiempos de vuelo permite simplificar sistemas, ya que no será necesario incluir una batería de gran capacidad ni un convertidor para cargar esta batería a partir de la energía generada por los paneles solares. Es importante tener en cuenta que la autonomía depende ampliamente de las condiciones ambientales, ya que puede variar en función de la época del año (verano, invierno) y la situación geográfica. Como referencia, se tomarán 3.5 horas en verano en España.

Aunque este documento se centrará principalmente en el diseño desde el punto de vista estructural y aerodinámico, una de las aplicaciones para las que esta pensada la aeronave es el de control y detección de incendios forestales. En verano, que es cuando se producen la mayoría de los incendios, la exposición solar que reciben los paneles solares en vuelo es máxima (debido al mayor ángulo de incidencia), por lo cual es el periodo en que mayor es la autonomía de vuelo. Esto, combinado con un posible sistema de guiado autónomo y el uso de imágenes térmicas, puede otorgar a la aeronave una gran capacidad para detectar posibles focos calientes en áreas remotas, y de esta forma alertar a los servicios de emergencia lo antes posible. Estas ideas se exploran con mayor detalle en el Capítulo 9. Para esto, será fundamental que la aeronave sea capaz de llevar a bordo una serie de instrumentos y equipos. De esta forma, se fija una capacidad mínima de carga de pago, para asegurar que la fase posterior al prototipo sea capaz de poseer una utilidad real.

En resumen, los objetivos operacionales fundamentales con los que deberá cumplir la aeronave son los siguientes:

- ***Tener una fuente de energía primaria a base de paneles fotovoltaicos**
- ***Lograr una autonomía de entre 2 y 4 horas**
- ***Poseer una carga útil de entorno a 0.5 kg**
- ***Incorporar sistemas de transmisión de imagen en tiempo real**

2.3. Soluciones alternativas y justificación

Hasta ahora se ha podido comprobar como, a pesar de existir varias aeronaves que aplican la tecnología de generación fotovoltaica para poder volar, todas ellas ocupan extremos en el rango de utilidad vs autonomía. Por una parte se tienen UAV de muy gran tamaño, con capacidad de vuelo perpetuo y posibilidad de llevar sensores a bordo; mientras que por otro lado hay aeronaves de mucho menor tamaño que no son capaces de portar ningún tipo de sensor. Por esta razón, hasta la fecha no se conoce ninguna aeronave tipo UAV solar que, con una envergadura menor a los 3 metros, sea capaz de transportar sensores a bordo (cámaras, rastreadores, etc) y haya demostrado ser viable.

No obstante, y dado que este proyecto ha sido concebido teniendo en mente la posible comercialización del mismo, también es importante considerar al resto de las aeronaves no tripuladas que puedan tener características similares. Esto se debe a que, si fuera el caso, dichas aeronaves podrían ejercer de competencia al UAV de diseño, y dificultar tanto su desarrollo como su posterior comercialización. A su vez, también es fundamental analizar las alternativas en lo que respecta a la morfología del UAV, pues se deberá comprobar si la línea de diseño planteada es adecuada o si hay otra mejor. Es por esto que en esta sección se evaluarán las distintas tipologías de UAV existentes en base tanto a la fuente de propulsión como a su geometría.

2.3.1. Según la planta de potencia

En primer lugar, se empezará comparando algunas aeronaves con propulsión química, que equipan motores alternativos, con otras que utilizan una planta propulsiva de tipo eléctrica. Para esto, se ha elaborado una pequeña tabla, en la que se han recogido algunas de las características más relevantes de algunos modelos de UAV representativos. Antes de evaluar estos modelos, es importante destacar que todos ellos pertenecen al ámbito militar. Esto se debe a que en el mercado civil el uso que adoptan los drones de ala fija es tanto recreativo como de investigación, por lo cual en muchos casos la prioridad es el coste y no tanto las prestaciones. Además de esto, en muchos casos se suele hacer uso de aeronaves de despegue vertical tipo cuadricóptero o similar, pues su versatilidad es mucho mayor.

Modelo	Tipo de motor	Peso máximo al despegue [kg]	Envergadura [m]	Autonomía
Wasp III	Eléctrico	6.5	0.7	45 min
RQ-11 Raven	Eléctrico	1.9	1.4	75 min
RQ-20 Puma	Eléctrico	5.9	2.8	120 min
Granat-4	Gasolina	30	3.2	6 horas
Orlan-10	Gasolina	15	3.1	16 horas

Cuadro 2.3.1: Parámetros de los UAV [6] [19] [25] [26] [27] [30]

Como se puede comprobar en este listado de aeronaves, existen varias limitaciones. Por un lado, los vehículos de propulsión eléctrica cuentan con un tamaño bastante compacto, aunque para poder conseguir grandes autonomías se debe aumentar significativamente su peso. Además,

la envergadura afecta de forma directa a la capacidad de vuelo, pues aeronaves con alas muy pequeñas pueden mantenerse en el aire menos tiempo que otras con mayores superficies alares. Una ventaja que presentan estos UAV frente al SW-I es su versatilidad, pues pueden operar en todo tipo de condiciones (con niebla, de noche, etc). Además, una característica muy importante de los mismos es el precio, pues estos sistemas cuentan con un bajo coste de adquisición y mantenimiento. Como referencia, el RQ-11 tiene un precio estimado de 35,000 dólares.



Figura 2.3.1: Aeronave Orlan-10 sobre el sistema de catapulta para el lanzamiento [23]

Por otro lado tenemos las aeronaves con motores alternativos. Estas aeronaves no tripuladas tienen mayores pesos de despegue, pues los motores son más potentes. Esto, sumado al bajo consumo de los mismos y a la mayor densidad energética del combustible líquido frente a las baterías, les permite alcanzar autonomías mucho superiores. No obstante, estos sistemas requieren de una infraestructura compleja para realizar los despegues y aterrizajes (no pueden lanzarse simplemente por una persona) tales como catapultas, además que su mantenimiento suele ser más complejo. Otro aspecto importante es su coste, pues sistemas como el Orlan-10 pueden llegar a tener un coste cercano a los 100.000\$. Como contrapunto de esto, pueden cargar con una mayor cantidad de sensores e instrumentos y operar en condiciones desfavorables sin problema alguno.

Una vez vistas las cualidades de los dos grupos principales de aeronaves no tripuladas que existen en el mercado, podemos identificar la gran carencia de todas ellas: una buena autonomía, superior a las 2 horas, con un peso reducido y un coste de adquisición bajo (menor a los 5000\$ por unidad). Por tanto, se puede afirmar que existe un vacío en el mercado, y el crear una aeronave ligera, con gran autonomía, y sobre todo a un precio asequible, podría suplir esta carencia. Si bien es cierto que las aplicaciones recreativas de este sistema son reducidas (pues por lo habitual no se necesita tanta autonomía y se prefieren aeronaves más sencillas y baratas), su uso desde el punto de vista institucional puede ser muy importante. Enlazando con lo que se verá posteriormente en el Capítulo 9, un sistema de vigilancia aérea con UAV SW-I podría complementar a los actuales protocolos de vigilancia contra incendios, que utilizan grandes aviones tripulados. De esta forma, no solo se podría reducir el coste asociado, sino que se podría cubrir una mayor área forestal, aumentando las posibilidades de una pronta detección de un incendio. Además, la creación de estas aeronaves no tripuladas podría permitir que algunos países o territorios que actualmente

no cuentan con los recursos necesarios pudieran tener un mayor control y vigilancia sobre sus espacios naturales o rurales.

Con todo esto, queda más que justificada la importancia de contar con un sistema de UAV que sea capaz de tener una gran autonomía, y con un coste de adquisición, de mantenimiento, y de sistemas auxiliares reducido.

2.3.2. Según la geometría de la aeronave

Si se investiga un poco a lo largo de internet, se podrá comprobar como la gran mayoría de intentos de crear una aeronave solar han usado dos geometrías básicas como punto de partida: los planeadores y las alas volantes. Mientras que los planeadores usan el enfoque más tradicional (mínima resistencia a cambio de una baja superficie alar), las alas volantes, conocidas por tratarse de aeronaves que carecen de fuselaje y empenaje trasero, resuelven el problema de la resistencia incorporando gran cantidad de celdas solares gracias a la mayor superficie alar. Aunque ambas tendencias son totalmente contrarias en la mayoría de sus aspectos, cada una de ellas presenta una serie de ventajas e inconvenientes.

Por la parte de los planeadores, son aeronaves mucho más eficientes, lo cual significa que son capaces de mantener el vuelo con una menor cantidad de potencia. No obstante, y dado que su superficie alar es menor, este efecto se compensa al tener menos potencia disponible (pueden llevar menos paneles solares). La principal ventaja de este tipo de aeronave recae en el hecho que son capaces de mantener el vuelo sin propulsión durante mucho más tiempo, pues gracias a su mayor eficiencia, la velocidad vertical de descenso es menor. Por contra, requieren de materiales de construcción más complejos, como por ejemplo la fibra de carbono.

Por otro lado tenemos las alas volantes, que se centran en tratar de maximizar la superficie alar para de esa forma tener mucha mas potencia disponible. Este tipo de aeronaves generalmente porta muchos más paneles que un planeador de la misma masa, todo a cambio de sacrificar la eficiencia en vuelo. Dado que la resistencia es mayor, en caso de perder la potencia su velocidad de descenso será superior a la de un UAV tipo planeador, y por tanto podrá permanecer menos tiempo en el aire. A pesar de esto, presentan la ventaja de tener menores requerimientos estructurales, por lo cual su construcción es mas simple y económica. Un ejemplo de esto podría ser el Solar Plane del canal de *Youtube* Rctestflight, el cual ha sido fabricado con poliestireno expandido y ha logrado mantenerse en vuelo durante más de 9 horas:



Figura 2.3.2: Ala volante solar fabricada con poliestireno expandido [24]

Tras haber visualizado las ventajas e inconvenientes de los dos grupos, se puede afirmar que ambas aproximaciones son válidas a la hora de crear una aeronave solar. No obstante, la decisión final se ha decantado por la filosofía del UAV tipo planeador, pues aunque es más compleja de fabricar y diseñar, su comportamiento ante una pérdida de potencia es muy superior. Debido a esto, es capaz de volar sin propulsión durante mucho más tiempo, por lo cual puede operar mejor en ambientes cambiantes, y ante un fallo crítico, la posibilidad de seguir volando hasta encontrar un sitio donde poder realizar un aterrizaje de emergencia es mayor. Por tanto, a pesar de ser una opción más compleja, su seguridad a la hora de realizar vuelos de larga duración es mayor.

Capítulo 3

Punto de partida

Tras analizar todas las aeronaves de referencia que se han considerado, así como sus principales cualidades, ya se puede empezar a esbozar la idea que se tiene acerca del proyecto. Recopilando todo lo anteriormente mencionado, el objetivo será crear un UAV, cuya fuente de potencia principal se componga de paneles fotovoltaicos, y con forma de planeador. Esta aeronave contará con las células situadas en la parte superior del ala (extradós), formando un panel a lo largo de toda la envergadura. En lo que respecta al ala, debe ser fácilmente desmontable, pues con una envergadura total de algo menos de 3 metros, es esencial para facilitar el transporte. Aunque el diseño preliminar no es fijo, se va a tratar de dividirla en tres partes: la central, unida al fuselaje; y los extremos, que se fijarán mediante pasadores. Además, el diedro empezará en estas uniones, por lo que la zona central será completamente recta.

La aeronave contará con una batería interna, cuya función, en el primer prototipo, será suministrar potencia eléctrica a la computadora de vuelo y a los sistemas de control. De esta forma, se independiza la potencia del sistema de propulsión, y en caso de algún fallo, se podrá seguir controlando a la aeronave. No obstante, en futuras versiones se tratará de integrar ambos sistemas, para así tener una mayor versatilidad. Además de esto, contará con una cámara fpv (*first person view*) para facilitar su pilotaje. Por tanto, la aeronave no será completamente funcional, sino que se tratará de crear un primer prototipo que demuestre ser viable, y en base al cual poder añadir otros sistemas para convertirlo en un UAV completamente funcional.

Respecto a las prestaciones, se buscará una autonomía de entre 2 y 4 horas (limitada por la batería que da potencia a la electrónica), con una masa máxima al despegue cercana a los 2 kilogramos, y con una gran eficiencia aerodinámica. Además, se dejará espacio para poder introducir mejoras en un futuro, por lo cual el fuselaje contará con espacio hueco destinado a estos posibles sistemas auxiliares que se deseen incorporar.

A continuación se va a esbozar el primer diseño conceptual de la aeronave. Para esto se utilizará la herramienta DevWing para el ala, y el fuselaje y los estabilizadores se diseñarán inicialmente con Fusion 360.

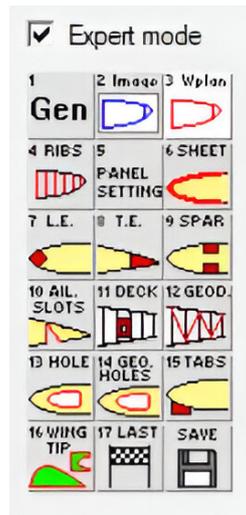


Figura 3.1.2: Menú de opciones de DevWing

Tal como se puede apreciar, existen numerosas opciones en el menú de diseño. En las primeras, se empieza definiendo la geometría en planta del ala, mediante la división de la misma en distintas secciones. En línea con lo comentado hasta ahora, para este diseño inicial se va a dividir el ala en tres regiones. La primera de ellas, con 4 paneles, será la que vaya unida al fuselaje. Y las otras dos, con 4 y 3 paneles solares respectivamente, se podrán desmontar para facilitar el transporte. El siguiente paso sería seleccionar la distribución de las costillas a lo largo del ala, aunque para esta primera etapa se van a colocar sin prestar mayor atención, pues hasta que no se conozca el diseño y la estructura final del conjunto no se pueden ajustar de forma precisa. Siguiendo con las opciones del menú, ahora tocaría escoger los perfiles que componen el ala. Al igual que con la distribución de las costillas, se va a tomar inicialmente el NACA 2412, aunque en el apartado 4.1 se evaluarán cualitativamente todas las alternativas para poder elegir cual se adapta mejor a las condiciones de vuelo deseadas.

A continuación, se van a distribuir los paneles sobre el ala, en el paso 6. De esta forma, se van a poner las tres agrupaciones comentadas, a lo largo de toda la superficie alar. Estos paneles van a ir situados en la parte superior de la superficie, y en una posición intermedia a lo largo de la cuerda. Finalmente, el último paso sería incluir los largueros que componen el ala. Esta decisión es compleja, pues en caso de componer una estructura demasiado esbelta, el ala puede colapsar. Si por contra se elige una estructura muy reforzada, se corre el peligro de añadir excesivo peso, y por tanto perjudicar las prestaciones del UAV. Por tanto, se decide hacer uso de largueros de 8mm y de 5 mm de diámetro, siendo los primeros los que recorren el ala cercanos al borde de ataque, y los segundos los situados más cerca del borde de salida. Además se añaden largueros curvos que unen las secciones A y B, de forma que se logra reforzar la unión. También se incorporan los bordes de ataque y de fuga del ala. De esta forma, la estructura queda con la siguiente geometría:

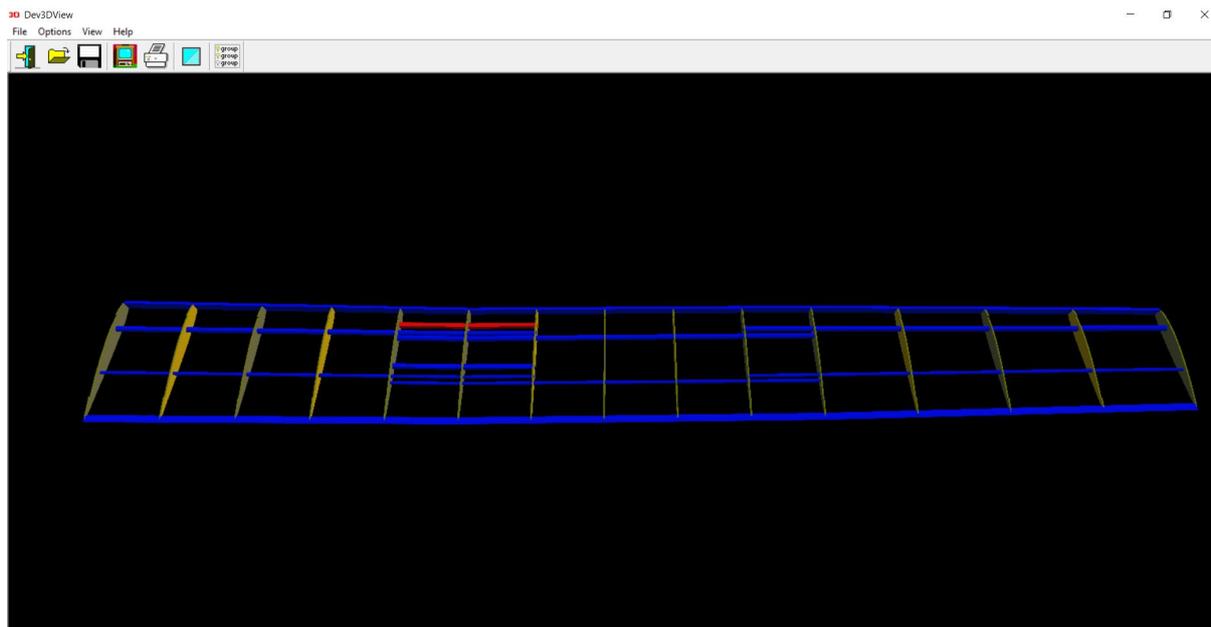


Figura 3.1.3: Visualización 3D de los elementos estructurales

Se puede apreciar, en rojo, uno de los largueros de unión, de sección rectangular de 7x6 mm.

Finalmente, el diseño principal del ala estaría terminado. No obstante, y repitiendo lo que ya se ha comentado, este primer diseño solo es una aproximación, que se utilizará como punto de partida para crear el diseño final, mucho más detallado y estudiado. La envergadura total de la aeronave es de 2.95 metros, y la superficie del ala principal es de 0.554 metros cuadrados, con una cuerda en la raíz de 190 mm.

3.2. Creación del fuselaje

Para el caso del fuselaje, el diseño va a ser mucho más sencillo, pues su geometría y distribución no se puede definir de forma exacta hasta conocer todos los elementos que formarán la aeronave. Esto se debe a que la geometría interna debe tener el espacio suficiente para albergar todos los elementos, y además se debe tener en cuenta el peso de cada uno de ellos para poder ajustar el centro de gravedad.

Teniendo todo esto en cuenta, se empieza a realizar el diseño utilizando la herramienta Fusion 360. Este programa, de la empresa Autodesk, resulta muy adecuado, pues es un programa de diseño CAD bastante potente que también incorpora herramientas de análisis estructural y renderizado. Además, presenta la ventaja de tener almacenamiento en la nube, por lo cual se puede acceder a los archivos guardados desde cualquier ordenador, y recuperarlos fácilmente en caso de accidente.

Centrándose ya en el diseño, se va a plantear la siguiente geometría: un carenado frontal, una sección central, un carenado posterior, y una bayoneta que une el fuselaje principal con la cola. El primer de estos carenados tiene como objetivo ajustar el flujo al incremento de superficie frontal, entre el motor y la sección centra, para que la resistencia por presión se reduzca lo máximo

posible. A continuación, en la sección central se alojarán todos los componentes electrónicos, tales como batería, controlador y sistemas auxiliares. Posteriormente se encuentra el carenado que la une con la bayoneta trasera, y cuyo objetivo es el mismo del primer carenado: ajustar el flujo para reducir la resistencia. Finalmente, una bayoneta de fibra de carbono unirá el fuselaje con la sección de la cola, pues debido a su menor área mojada, consigue reducir la resistencia total por fricción. Tomando todas estas consideraciones, se procede a realizar el diseño. El diámetro frontal en la base del motor es de 35 mm, el diámetro de la sección central 80 mm con una longitud de 300 mm, y el de la bayoneta 25 mm (medida habitual de tubos comerciales de fibra de carbono). La longitud total del fuselaje es de 1.51 metros. De esta forma, el resultado que se obtiene es el siguiente:



Figura 3.2.1: Diseño preliminar del fuselaje

3.3. Diseño de los estabilizadores

A la hora de crear los estabilizadores, se debería considerar tanto la posición del centro de gravedad como otros aspectos cualitativos del control y maniobrabilidad deseados. No obstante, para esta primera fase del diseño, se ha tomado la siguiente relación entre las superficies: $\frac{S_H}{S_W} = \frac{1}{10}$ y $\frac{S_V}{S_W} = \frac{1}{12}$. Estas fracciones han sido tomadas a partir de aeronaves de referencia de la categoría F5J, y se han empleado para diseñar las superficies de los estabilizadores. Otro detalle es que se ha optado por una configuración tradicional, donde el estabilizador vertical está unido directamente al fuselaje. En etapas posteriores del diseño se discutirá esta cuestión en profundidad, pues se evaluará cual es la mejor configuración para esta aeronave.

3.4. Visión global de la aeronave

Una vez ya se tienen todas las geometrías definidas de forma preliminar, solo falta unirlas en un único diseño. Es importante destacar que no se han considerado superficies de control tales como alerones, pues se definirán en profundidad en etapas posteriores. Por tanto, y tras incluir las celdas solares, se puede presentar el diseño preliminar de la solución adoptada: el SW-1.

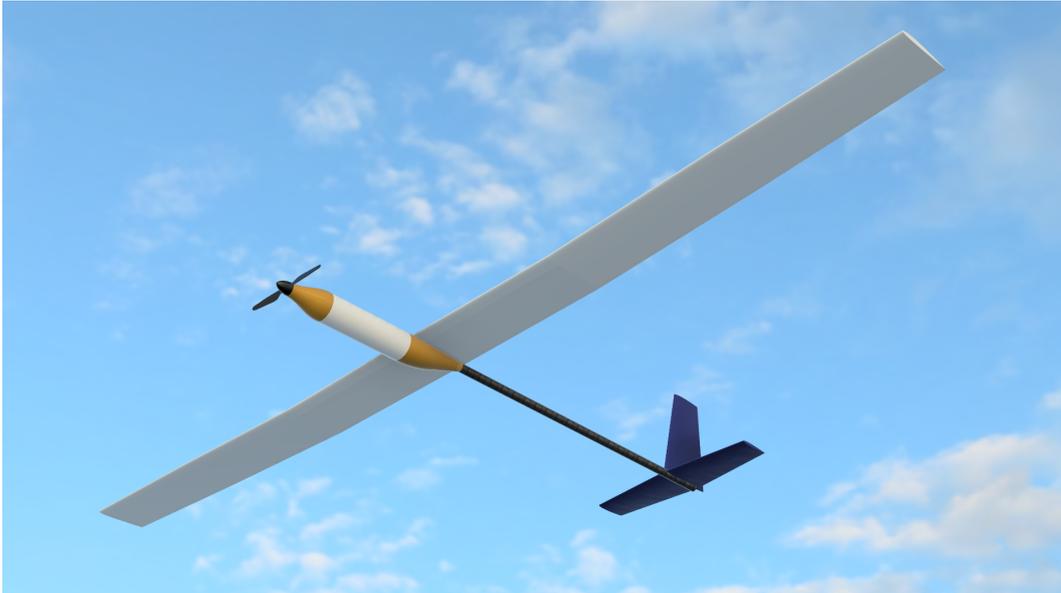


Figura 3.4.1: Renderizado 1 del diseño conceptual

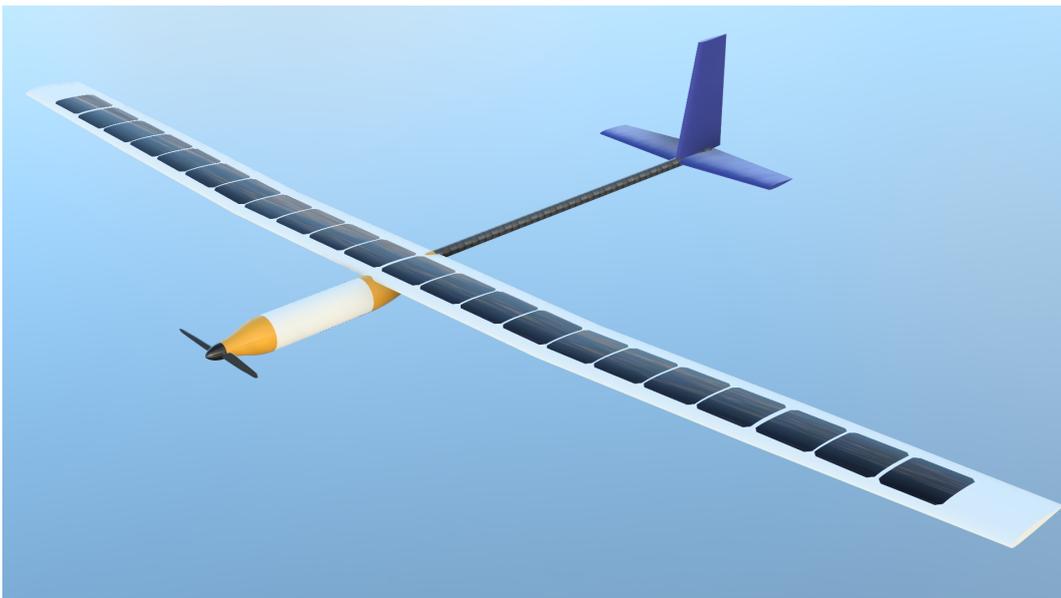


Figura 3.4.2: Renderizado 2 del diseño conceptual

Capítulo 4

Diseño de las superficie aerodinámicas

Llegado a este punto, donde ya se ha definido la idea preliminar de la aeronave y se han extraído sus características objetivo principales, solo queda mejorar este primer boceto para que sea capaz de cumplir con las especificaciones deseadas de la forma más adecuada posible. En algunos casos puede llegar a parecer que esto es sencillo, pero nada más lejos de la realidad: conseguir resolver todos los retos que supone puede llegar a ser muy laborioso y sobre todo frustrante, pues cada vez que se avanza en el diseño, aparecen nuevos problemas desconocidos. Es por esta razón que en etapas de diseño avanzadas se adopta un proceso iterativo, pues de esta forma se va tratando de mejorar sistemáticamente el diseño.

El objetivo de este capítulo será analizar, paso a paso, cada uno de los aspectos técnicos considerados en el diseño del SW-1: el dimensionamiento de la superficie alar, la elección del perfil aerodinámico, el diseño y comprobación de la estructura interna y la obtención aproximada de las prestaciones aerodinámicas. Es importante mencionar que el fuselaje no se tratará en esta sección, pues su geometría y dimensiones no se pueden establecer hasta conocer la electrónica y los sistemas embarcados que debe llevar el UAV.

De esta forma, se irá evaluando paso a paso cada uno de los temas anteriormente mencionados, en orden de prioridad. Una vez se llegue a una nueva configuración, se comprobará tanto aerodinámicamente como estructuralmente, para así poder asegurar que el resultado cumple con las expectativas deseadas. En caso de no ser así, se volverá al principio, y empleando un proceso iterativo, se modificará hasta que sus cualidades sean las esperadas. Los objetivos iniciales que se tienen son los siguientes: una eficiencia aerodinámica máxima en vuelo de 25 (calculada con XFLR5) y un factor de seguridad estructural superior a 2.

También es importante mencionar que a lo largo de esta sección se hará uso de software muy variado (XFLR5, Fusion360, Star CCM+) que no se ha visto hasta ahora. Por esta razón, antes de utilizarlo, se describirá brevemente, con la finalidad de conocer de una forma básica la utilidad y el funcionamiento de estos programas.

4.1. Selección del perfil aerodinámico

El perfil aerodinámico del ala es uno de los principales determinantes en el comportamiento aerodinámico de la misma. En este sentido y de forma habitual, se suelen escoger perfiles finos y alargados para los planeadores, pues el menor espesor reduce la resistencia generada. No obstante, esto sacrifica la sustentación máxima que es capaz de generar el ala, por lo cual hay que encontrar un equilibrio entre un perfil muy fino y otro muy grueso.

De esta forma, se deciden escoger cuatro alternativas: SD7037, muy común en planeadores no tripulados ([20], [5] y [11]); SD7080, muy similar al anterior pero con un espesor ligeramente distinto; el NACA 2310, perfil genérico similar al 2412 pero algo más fino; y el RG15, ampliamente empleado en aeronaves de aerodelismo tipo velero. A partir de estas alternativas, se modelan cuatro alas con la misma geometría en planta (la definida en el diseño preliminar del apartado 3.1) y se ensayan utilizando software CFD. Aunque el objetivo principal de este trabajo no es el estudio de las propiedades mediante software de simulación, si se hará un uso extenso del mismo, pues resulta muy adecuado para visualizar el comportamiento que tiene el fluido alrededor del UAV, y en concreto para ver que geometrías son susceptibles a optimizar. Además, es muy útil para conocer el comportamiento aerodinámico de la aeronave, por lo cual se utilizará en etapas posteriores para conocer las prestaciones del SW-1 en vuelo. Es por esto que, antes de seguir con el proceso de selección del perfil, se realizará una breve descripción del software utilizado y su funcionamiento.

4.1.1. Descripción del software CFD

El CFD, o mecánica de fluidos computacional, es una parte de la ingeniería que se concentra en el análisis y simulación de campos de flujo, haciendo uso de herramientas numéricas. Emplea modelos matemáticos para caracterizar el comportamiento de los fluidos en diferentes circunstancias, a partir de las condiciones físicas y de contorno de los mismos. Para todos los resultados obtenidos en este trabajo se ha empleado el programa Star CCM+, de la compañía Siemens. No obstante, todo aquello que se describe en esta sección es aplicable a la mayoría de códigos CFD comerciales.

Para llevar a cabo un análisis CFD, se empieza definiendo la geometría del dominio de flujo, así como las condiciones iniciales y de contorno. Luego, se selecciona el modelo de turbulencia apropiado y se discretiza el dominio en una malla computacional. En muchos de los códigos CFD comerciales, este mallado se realiza de forma autónoma, y el usuario lo controla mediante una serie de parámetros geométricos (tamaño base, relaciones de aspecto, etc). Posteriormente, se aplican métodos numéricos para resolver las ecuaciones del flujo de forma iterativa (conservación de la masa, cantidad de movimiento y energía) en cada punto de la malla, sabiendo así como se comporta el fluido en cada uno de ellos. En cada paso del proceso, se utilizan las ecuaciones en su forma discretizadas en cada celda, teniendo en cuenta como se comportan las de alrededor para así conocer el flujo en ese punto (densidad, velocidad, temperatura, presión).

Una vez se ha realizado el cálculo, se pueden obtener resultados numéricos, tales como fuerzas, coeficientes de presión o campos de velocidad. Un ejemplo de esto se puede observar en la siguiente figura:

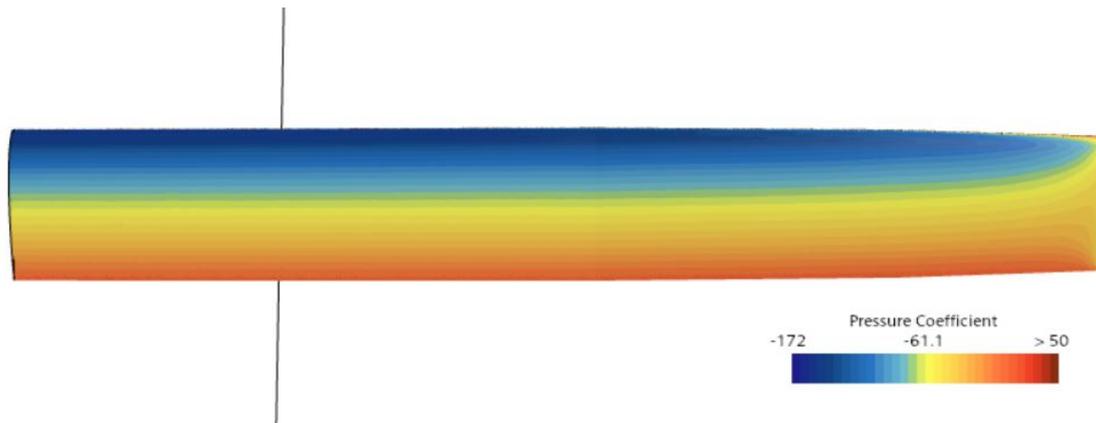


Figura 4.1.1: Distribución del coeficiente de presión a lo largo del extradós de un ala genérica

No obstante, es importante saber utilizar correctamente estas herramientas, pues a pesar de ser muy útiles, también pueden resultar peligrosas si no se emplean las técnicas y prácticas correctas. Es por esto que existen una serie de “buenas prácticas” a la hora de usar software de mecánica de fluidos computacional:

- Asegurar la calidad del mallado

La malla es una de las partes más importantes de un cálculo CFD. Es por esto que si se desean obtener resultados adecuados, es fundamental tener un mallado de calidad. Generalmente uno de los criterios de calidad más importantes es el Y^+ . El término “ Y^+ ” se define como la distancia adimensional desde la pared hasta el primer nodo de la malla, normalizada por la longitud característica del flujo (generalmente el espesor de la capa límite). Esta distancia adimensional asegura que las primeras capas son lo suficientemente finas como para poder modelar, de forma adecuada, el comportamiento de la capa límite (región con un gran gradiente de velocidad) alrededor del cuerpo o geometría. En las simulaciones de geometrías alares, habitualmente se suele buscar un valor de Y^+ menor a 1, pues de esta forma se asegura que se pueda modelar de forma adecuada la capa límite.

No obstante, contar con un buen valor de Y^+ no asegura que los resultados que se obtengan sean totalmente acertados. Por otro lado, también es importante comprobar la independencia de malla, es decir, corroborar que los resultados obtenidos convergen independientemente del volumen de celdas de la malla utilizada. Para hacer esto, se suelen realizar múltiples simulaciones, en las que se van aumentando progresivamente el número de celdas (mediante el ajuste de los parámetros de control de las herramientas de mallado). De esta forma, un criterio habitual para considerar la independencia de la malla es una variación menor al 0.5% entre una malla inicial y otra con el doble de celdas.

- Consultar fuentes bibliográficas

En la actualidad se dispone de una cantidad inmensa de información con solo tener acceso a internet. Es por esto que en muchas ocasiones, antes de empezar ningún estudio, es recomendable acudir a fuentes bibliográficas, para de esa forma conocer un poco mejor como abordar el problema. Resulta de especial interés conocer, por ejemplo, los modelos de turbulencia a emplear, o las herramientas recomendadas para mejorar los resultados o el

mallado. De esta forma, con una rápida consulta se puede evitar cometer errores innecesarios, y se pueden recibir consejos útiles que aplicar en un futuro. A pesar de esto, es importante consultar la veracidad de las fuentes, y sólo acudir a aquellas que sean verídicas y fiables (artículos científicos, revistas especializadas, etc).

- Evitar los bordes afilados

En la gran mayoría de procesadores de mallado, los bordes afilados suelen ser un problema, pues es complicado que la malla se adapte bien a ellos. En estos casos, es muy recomendable, dentro de lo posible, suavizar los bordes, para de esta forma evitar que los resultados se vean alterados por estos fenómenos. Para el caso de perfiles alares suele ser buena idea redondear el borde de salida ligeramente, pues a pesar de que se pierde cierta superficie (aunque mínima) se compensa al obtener resultados más certeros de la resistencia aerodinámica.

- Asegurar la convergencia del cálculo

En casos complejos, con mallas grandes (superiores al millón de celdas), se suele requerir de grandes tiempos de cálculo. No obstante, es importante esperar a que dicho cálculo esté lo suficientemente convergido, pues de lo contrario se puede llegar a conclusiones erróneas en los resultados. De forma habitual se suele consultar tanto los residuales como la variación de los parámetros de estudio. Un criterio común para dar el cálculo por convergido suele ser una variación menor al 1% en los resultados durante las últimas 250 iteraciones.

- Tomar volúmenes de control adecuados

Dada la naturaleza del software, es fundamental tomar dominios de control suficientemente grandes, pues de lo contrario los resultados obtenidos estarán sesgados y serán imprecisos. De forma habitual, se suele tomar un dominio rectangular alrededor de la geometría. En el caso de alas completas, es común dejar una distancia de la misma a las paredes de 5 cuerdas (arriba, abajo y delante) y 25 cuerdas aguas abajo. En caso de ser alas de gran alargamiento, la distancia entre la punta y la pared más cercana deberá aumentar, para que de esa forma se pueda desarrollar correctamente el torbellino de punta alar.

Antes de seguir, es importante resaltar que el proceso utilizado para hallar los resultados CFD no se describirá en profundidad en este trabajo, pues dicho software es simplemente una herramienta empleada, y no el tema principal del mismo. No obstante, en el apartado 7.1 se identificarán hasta cierto nivel los pasos seguidos para obtener los puntos de la polar, así como los criterios de validación de la misma. Se ha considerado incluirlo sólo en esta sección para de esta forma evitar añadir información redundante e innecesaria, pues es el punto en que más importancia tiene el uso del software.

4.1.2. Comparación entre perfiles

Tras haber obtenido la geometría del ala a ensayar con cada perfil (la definida en el apartado anterior) y haber preparado todos los estudios, se obtienen los resultados a comparar. Para esto, se toman las polares de los cuatro perfiles, y se observa como en todas ellas el punto de máxima eficiencia aerodinámica se sitúa entorno a los 4° de ángulo de ataque. Teniendo esto

en cuenta, se colocan todas las alas a 4°, 5° y 6° respectivamente, y se ensayan a unas velocidades tales que la sustentación obtenida es similar a los 21.6 N (o 2,2 kg). Tras analizar las alas que emplean cada uno de los perfiles, los resultados obtenidos han sido los siguientes:

Perfil	α [°]	V_0 [m/s]	C_L [-]	C_D [-]	EA [-]	Sustentación [N]
SD 7037	4	10.12	0.623	0.0301	20.73	21.58
SD 7037	5	9.55	0.701	0.03357	20.88	21.61
SD 7037	6	9	0.7887	0.003864	20.41	21.59
SD 7080	4	10.56	0.5732	0.02794	20.52	21.6
SD 7080	5	9.84	0.6603	0.03191	20.69	21.61
SD 7080	6	9.3	0.7384	0.0363	20.34	21.58
RG 15	4	10.79	0.5491	0.02721	20.18	21.60
RG 15	5	10.04	0.6332	0.02932	20.36	21.56
RG 15	6	9.46	0.7134	0.02932	20.00	21.58
NACA 2310	4	11.36	0.4951	0.0263	18.83	22.59
NACA 2310	5	10.6	0.5683	0.02932	19.38	22.59
NACA 2310	6	9.88	0.6545	0.0337	19.42	21.59

Cuadro 4.1.1: Resultados de los perfiles ensayados

A la vista de los resultados, destacan como favoritos los perfiles SD7037 y SD7080. Dado que la eficiencia máxima de los dos es muy similar, la diferencia no es lo suficientemente grande como para ser un condicionante en la elección. No obstante, si se mira la tendencia que siguen las eficiencias aerodinámicas a bajos ángulos de ataque, se puede comprobar como la del perfil 7037 tiende a ser mayor que la del 7080:

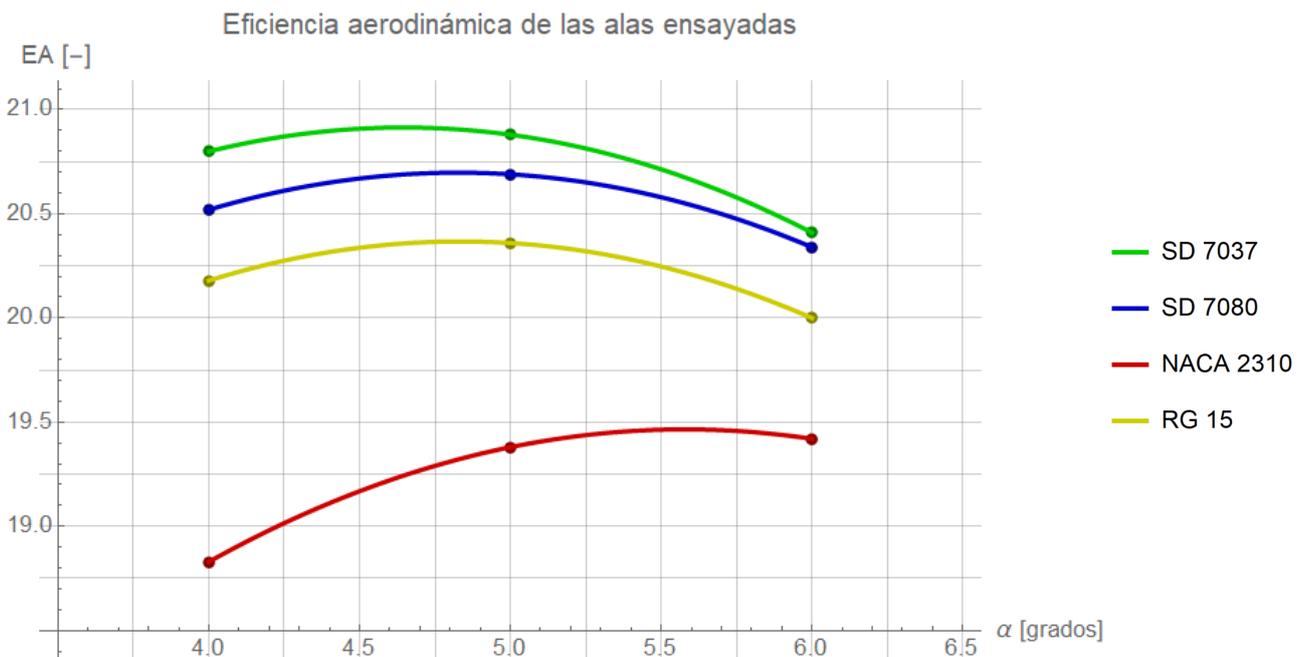


Figura 4.1.2: Evolución de la eficiencia aerodinámica con el ángulo de ataque

Es por esto que finalmente se ha escogido el perfil SD7037, aunque en caso de haberse decantado por el SD7080, el comportamiento sería muy similar a ángulos de ataque mayores a 4 grados. Otra razón para tomar este perfil es el coeficiente de sustentación, pues tal como se puede apreciar en el cuadro 4.1.1, es ligeramente superior al del 7080, y por tanto permite el vuelo a velocidades algo menores sin llegar a entrar en pérdida.

Para el caso de los estabilizadores, se utilizará el perfil alar NACA 0012. La principal razón de esto es que se trata de un perfil simétrico, el cual se utiliza muy ampliamente en el diseño de superficies estabilizadoras en UAV de pequeño y medio tamaño.

4.2. Optimización de la geometría alar

Tras conocer de forma definitiva el perfil alar que empleará la aeronave, el siguiente paso es optimizar la geometría del ala, para de esa forma tratar de conseguir la máxima eficiencia en vuelo. No obstante, también es importante considerar la eficiencia estructural, por lo cual en esta sección se prestará especial atención a ambas. A lo largo de esta sección se modificará el diseño realizado mediante DevWing, para integrar de forma correcta los distintos elementos del ala, tales como los paneles solares, las costillas o los largueros.

Recordar, antes de seguir profundizando en el diseño de la geometría alar, el proceso elegido para la fabricación de la misma. Se empezará cortando costillas en madera mediante una cortadora láser, para posteriormente unir las con los largueros, y formar la estructura interna. Posteriormente, se añadirán los paneles solares, así como otros elementos externos, y finalmente se recubrirá mediante un film para crear la superficie externa. La distancia entre costillas se ha fijado en 85mm y 63.75mm respectivamente, basándose en aeronaves similares de la categoría F5J.

Además de incluir todos los elementos en el plano, el cambio más significativo consiste en dividir el ala en cuatro partes (y no tres como hasta ahora), pues de lo contrario las secciones serían excesivamente grandes. De esta forma, la primera mitad unida al fuselaje es recta, y la segunda más exterior es la que cuenta con el diedro. Por tanto, cada semi ala se divide en dos, obteniendo de esta forma cuatro secciones de 0.7 metros aproximadamente. Además, se puede separar por completo del fuselaje, por lo cual es necesario añadir unas guías para reforzar la unión. Este tipo de geometrías es habitual en las aeronaves de aeromodelismo, pues ayuda a rigidizar el conjunto ala-fuselaje. Un ejemplo de esto se puede apreciar en la siguiente imagen:

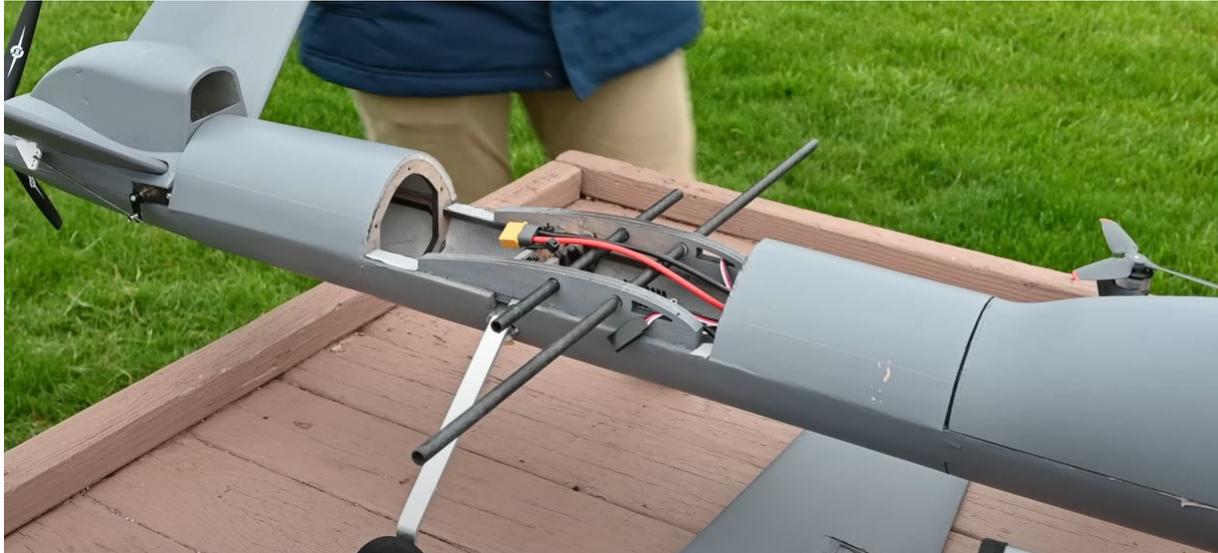


Figura 4.2.1: Ejemplo largueros que unen el fuselaje con el ala [9]

Dado el bajo espesor del perfil alar, se decide, usar varillas huecas de 8mm de diámetro como largueros, situadas en el cuarto frontal de la cuerda y en la parte mas posterior del perfil. Además, se descarta el uso de varillas de 5mm, y se sustituyen por otras de mayor diámetro (6mm). Por último, se incluyen los paneles solares, haciendo una hendidura de 2mm en la parte superior del perfil, para que estos queden integrados dentro del ala. De esta forma, el plano alar es el siguiente:

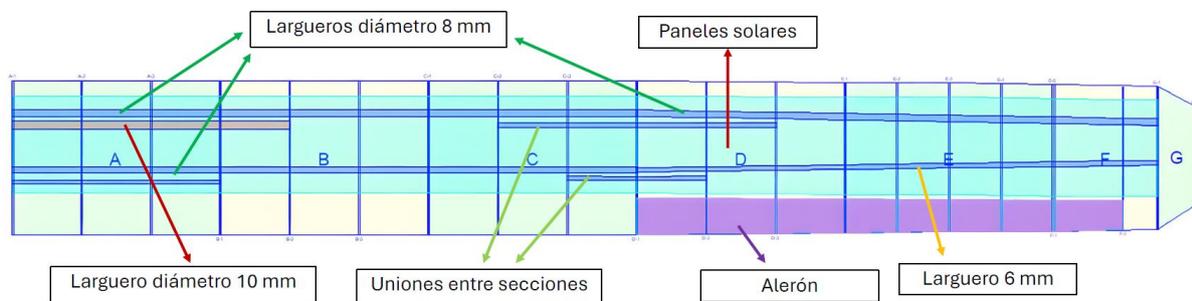


Figura 4.2.2: Detallado de los componentes que forman el ala

Tal como se puede apreciar en la imagen, el alerón tiene un tamaño reducido en comparación a la superficie alar. Por esta razón, y también para aumentar la integración de los elementos, se decide pasar de una cuerda en la raíz de 19 cm a 20 cm. De esta forma, se consigue que la proporción de superficie entre el alerón y el ala sea mayor, de forma que se puede tener más control. Además, se sustituye la varilla de unión al fuselaje de 10mm por otra de 8mm, pues de esta forma se dispone de más distancia entre los paneles solares y dicho elemento. Además, tal como se había extraído del análisis de los planeadores F5J (apartado 2.1.2), se plantea el hecho de incluir *winglets*, pues de esta forma se logra mejorar la eficiencia aerodinámica. Finalmente, el resultado de la estructura es el siguiente:

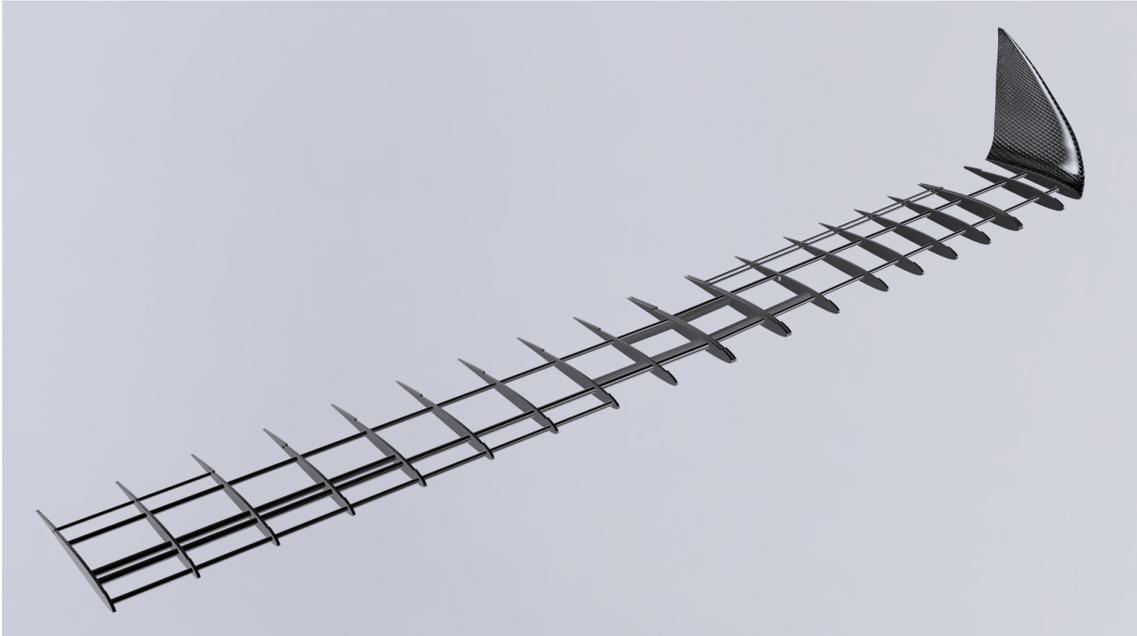


Figura 4.2.3: Estructura final de un semiala

Destacar que en la figura anterior faltaría incluir los paneles que recorren el ala desde el encastre hasta la punta, y que ayudan a tanto a mantener elementos como los paneles solares fijados correctamente, como a distribuir los esfuerzos mecánicos y aumentar la resistencia. Estos paneles se ubican distribuidos tanto en el extrados como en el intrados, y no se han incluido en esta figura para que se pueda apreciar mejor la estructura de largueros y costillas.

4.3. Ensayo de la estructura mediante elementos finitos

El análisis por elementos finitos es una herramienta computacional que simula el comportamiento de estructuras o componentes bajo diversas condiciones, tales como esfuerzos mecánicos o térmicos. Al igual que ocurre con el software de CFD, estos programas empiezan creando un modelo geométrico y asignando propiedades materiales y condiciones de contorno. Luego se formulan las ecuaciones que describen el comportamiento físico del sistema, para posteriormente emplear métodos de discretizado y convertirlas en un sistema de ecuaciones algebraicas. Este sistema se resuelve numéricamente, mediante métodos como la factorización LU o el método de Newton-Raphson. Una vez resuelto, se realiza el postproceso, para visualizar y analizar los resultados tales como desplazamientos, deformaciones y tensiones. De esta forma, se puede comprobar, sin necesidad de construir la estructura, si ésta va a ser lo suficientemente resistente y va a aguantar los esfuerzos a los que será expuesta.

En este caso, se va a utilizar el programa Fusion 360 (de la empresa Autodesk), pues además de utilizarse para diseño CAD y hacer renderizados, tiene una herramienta de estudio por elementos finitos. De esta forma, se estudiará la estructura interna del ala, para conocer si la misma es lo suficientemente resistente. En caso de no ser así, se deberán emplear varillas de mayor grosor para formar la estructura alar. No obstante, es importante destacar que esta función no es la principal del software, por lo cual tanto su capacidad de cálculo como la precisión de los

resultados están algo limitadas. Además, se encuentra algo limitada, pues únicamente permite el estudio de materiales isótropos. A pesar de esto, los puntos de la estructura que más solicitados estarán serán los encastrados con el fuselaje, y dado que las varillas son cilíndricas, estos esfuerzos se podrán tratar como de flexión y compresión puros. Dado que las varillas que se emplearán tienen las fibras alineadas con la longitud de las mismas, pueden llegar a considerarse como isótropas, pues los esfuerzos discurren siempre en la dirección de la fibra. Por esta razón, no debe llegar a ser un problema esta limitación de cálculo.

Si se quisiera tener una buena precisión en la resolución, sería recomendable emplear otros programas como NX (de Siemens) o Abaqus (de Dassault Systemes). No obstante, para la precisión que se requiere en este caso es suficiente con la herramienta seleccionada.

4.3.1. Ensayos físicos de caracterización

Tal como se ha comentado, el modelo que utiliza el programa para simular la estructura es algo limitado, y puede no llegar a ser del todo preciso. Es por esto que resulta fundamental realizar un ensayo de flexión previo, para de esta forma poder validar que la información suministrada por el programa (factor de seguridad, deformación) es acertada. Por esta razón, se ha ensayado una probeta extraída de una varilla idéntica a las empleadas en la fabricación del prototipo, y se ha medido la flexión bajo distintas cargas.

Este ensayo se ha realizado restringiendo tanto la rotación como el desplazamiento de uno de los extremos de la probeta (una varilla de 6mm de diámetro externo y 4mm de interno, y longitud 600mm), y colocando una carga en el otro.

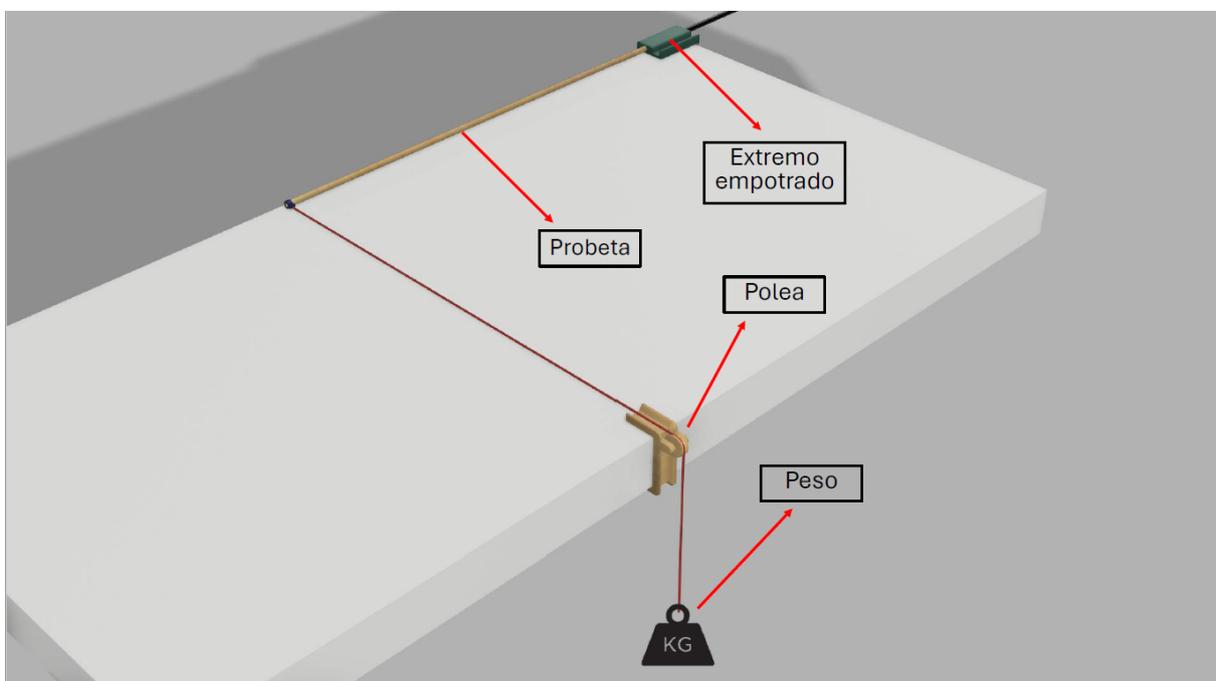


Figura 4.3.1: Esquema básico del ensayo y sus componentes



Figura 4.3.2: Deformación provocada por una carga de 10 N

De esta forma, se ha medido la deformación registrada en el extremo de la varilla, y se ha aumentado progresivamente la carga aplicada en la misma. Los resultados obtenidos han sido los siguientes:

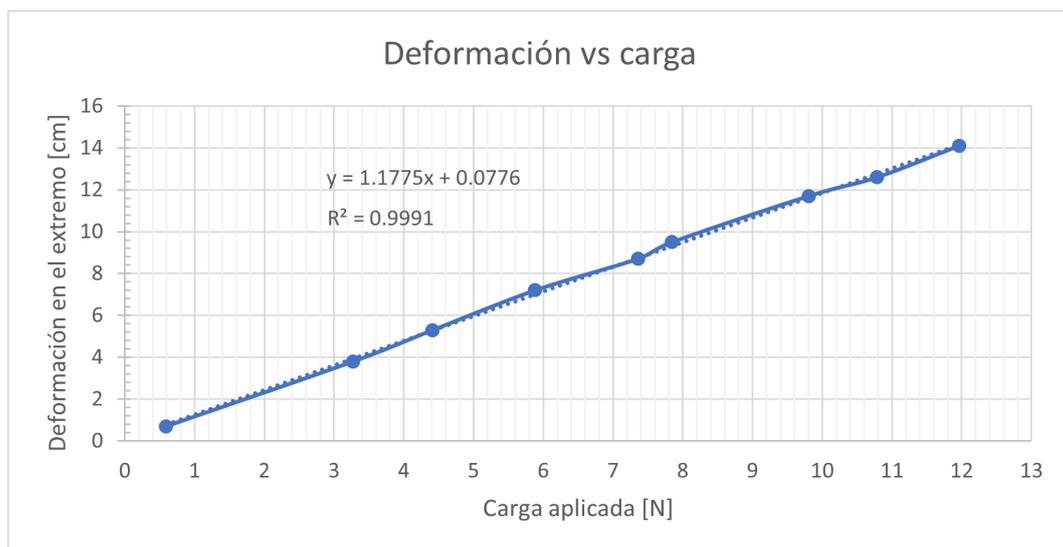


Figura 4.3.3: Deformación provocada por una carga de 10 N

Tal como se puede apreciar, la varilla ha logrado soportar una carga máxima de 12N antes de llegar a romperse. No obstante es posible que la carga máxima haya sido mayor, aunque como no han llegado a ensayar valores superiores, se tomará este dato como referencia. La deformación máxima alcanzada ha sido de 14.2 cm.

El siguiente paso es simular este ensayo mediante elementos finitos. No obstante, el análisis por elementos finitos en este tipo de estructuras empotradas presenta un problema: la tensión máxima alcanzada depende del tamaño del mallado. Esto ocurre justo en el empotramiento, pues en ese punto la tensión crece al reducir el tamaño de la malla, mientras que en el resto de la

pieza se mantiene relativamente constante. Un ejemplo de esto se puede encontrar en la figura 4.3.4.

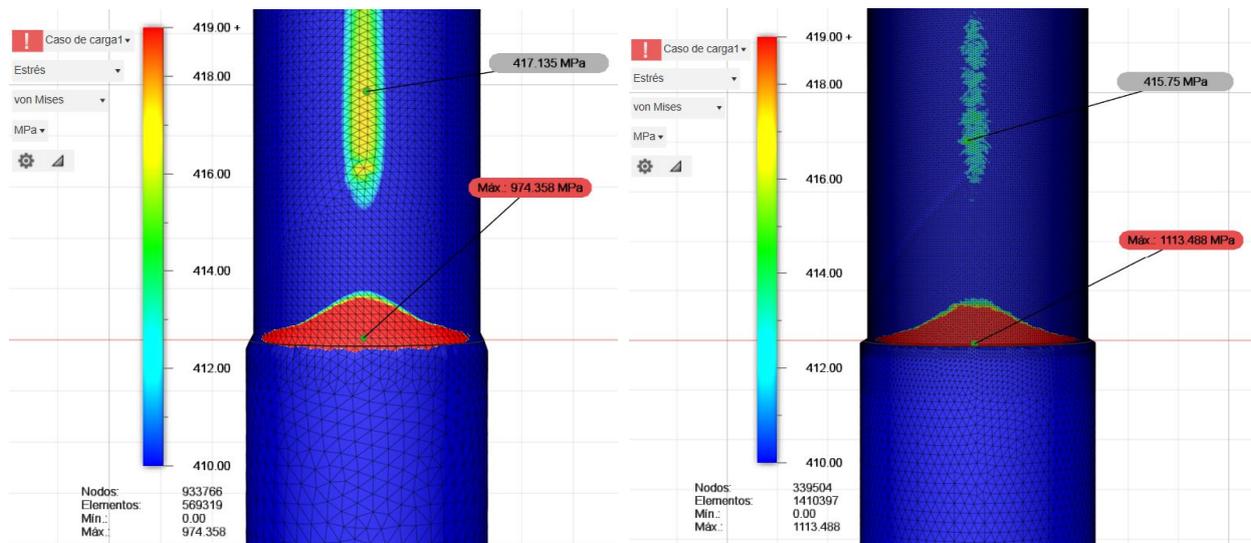


Figura 4.3.4: Comparación de resultados obtenidos en función del tamaño de la malla

Como se puede observar, en función del tamaño base de elemento de la malla (0.2mm a la derecha y 0.062mm a la izquierda) el valor máximo de la tensión de Von Mises obtenida varía. No obstante, hay una región alejada unos 5 mm del empotramiento, donde la tensión se mantiene casi constante con independencia del tamaño base de elemento y solo varía un 0.35% (de 417.14 MPa a 415.75 MPa). Dado que en este punto se puede considerar alcanzada la independencia de los resultados con la configuración de la malla, será el criterio de diseño a seguir. De esta forma, se calculará el factor de seguridad de la estructura en base a la tensión máxima situada 5 mm después del encastramiento.

Por lo que respecta al resto de parámetros del estudio tales como la deformación, su valor no depende tan fuertemente del tamaño de la malla, pues aunque varía ligeramente, esta variación no es lo suficientemente importante como para requerir un criterio específico de diseño. Además, el parámetro principal de estudio es únicamente el coeficiente de seguridad de la estructura, por lo cual no será necesario conocer con precisión la deformación total de la misma.

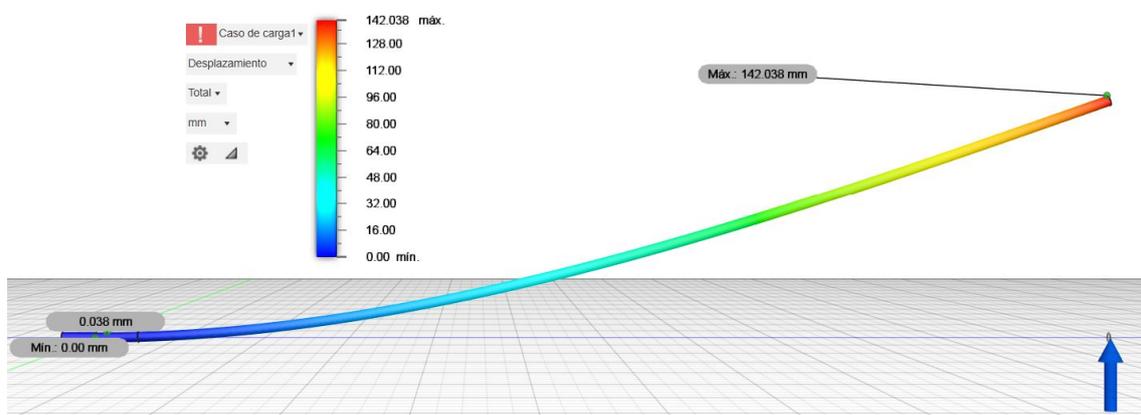


Figura 4.3.5: Desplazamiento vertical provocado por una carga de 12 N

Como se puede apreciar en la figura 4.3.5, la deformación medida en el extremo de la varilla es prácticamente idéntica a la medida en el ensayo real (figura 4.3.3). Por tanto, se concluye que el material empleado para el modelado de las varillas ajusta su comportamiento al real.

4.3.2. Simulación por elementos finitos de la estructura

Una vez se conocen las limitaciones del modelo y como obtener resultados ajustados con el mismo, el siguiente paso es simular la estructura del ala. Para esto, se empieza generando la malla, y asignando las condiciones de contorno. Para el estudio a realizar, se ha distribuido una carga total de 11.5N a lo largo de toda la envergadura. Además, se ha colocado una fuerza de 2N sobre la superficie del alerón, para simular el caso de un viraje. Cabe mencionar que en este estudio no se ha tenido en cuenta la propia masa del ala, pues de esta forma, el factor de seguridad que se obtendrá al estudiar la estructura será menor que el real, y por tanto la estructura será más resistente de lo establecido.

Otro aspecto importante a destacar es que, para esta simulación, se ha considerado que el material de las costillas es el mismo que el de los tubos huecos que conforman la estructura. Esto en la realidad esto no es cierto, pues los citados elementos estarán conformados de madera. No obstante, la función de las costillas no es más que la de dar forma al perfil exterior del ala y soportar los paneles solares (junto con algunos refuerzos que se añadirán a posterior), por lo cual no juegan un papel importante en el soporte de cargas estructurales. Sin embargo, también se tendrá en cuenta la tensión máxima sufrida en estos componentes, para considerar si añadir refuerzos de material compuesto en zonas de mayor estrés tales como las uniones entre secciones alares.

Una vez ya se han considerado todas las limitaciones del modelo y las condiciones de contorno a aplicar, se pasa a calcular la malla del modelo. Esta malla, que se puede apreciar en la 4.3.6, está compuesta por un total de 3.9 millones de celdas, partiendo de un tamaño base de 0.75 mm y un tamaño mínimo de 0.075mm.

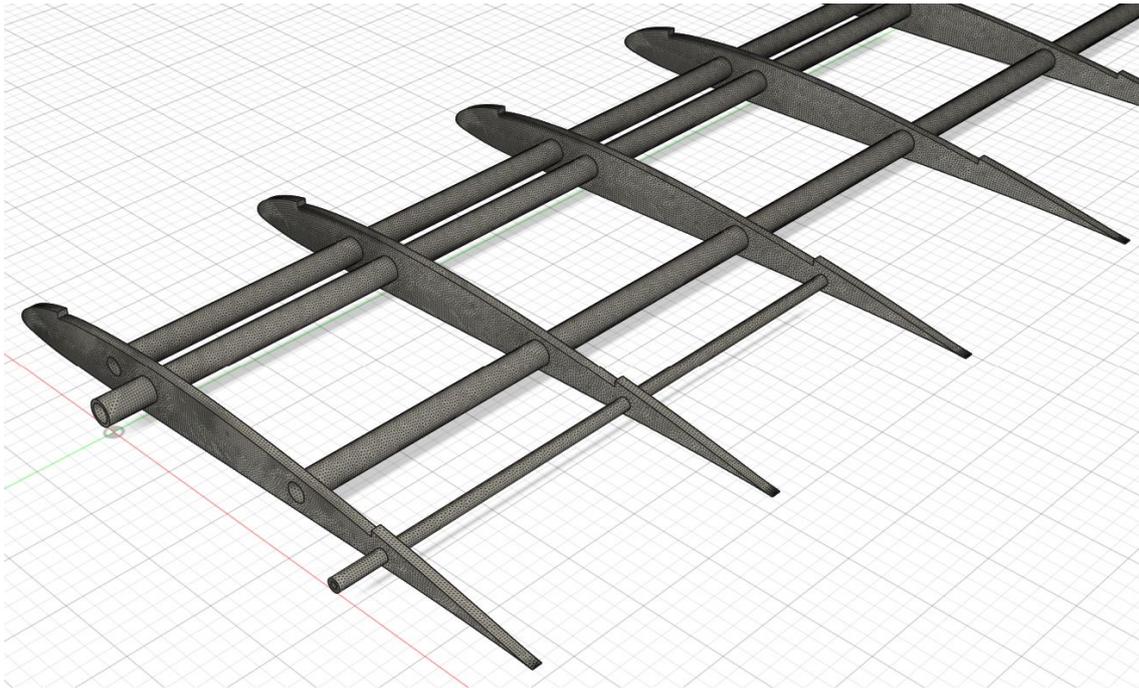


Figura 4.3.6: Vista de la malla cerca del encastre alar

Aunque hay puntos donde la calidad de la malla no es demasiado elevada, por lo general se adapta de forma adecuada a la geometría del modelo, y es lo suficientemente pequeña como para poder obtener resultados adecuados.

A lo largo de toda el ala, el punto donde más tensión hay aplicada es justo en el larguero que une ésta con el fuselaje. Esto se debe a que en ese punto el momento aplicado es máximo, pues por un lado se tiene el fuselaje, que actúa como un empotramiento y restringe el movimiento; y por otro se tiene el ala, que genera una fuerza a lo largo de toda su envergadura y trata de hacer flexionar a la unión. Del estudio, y siguiendo las premisas establecidas en el apartado 4.3.1, se extrae que la tensión máxima que sufre este elemento es de 160 MPa. Dado que se había confirmado que la resistencia máxima del material era superior a 415 MPa, se concluye que el factor de seguridad estructural es de 2.5 aproximadamente.

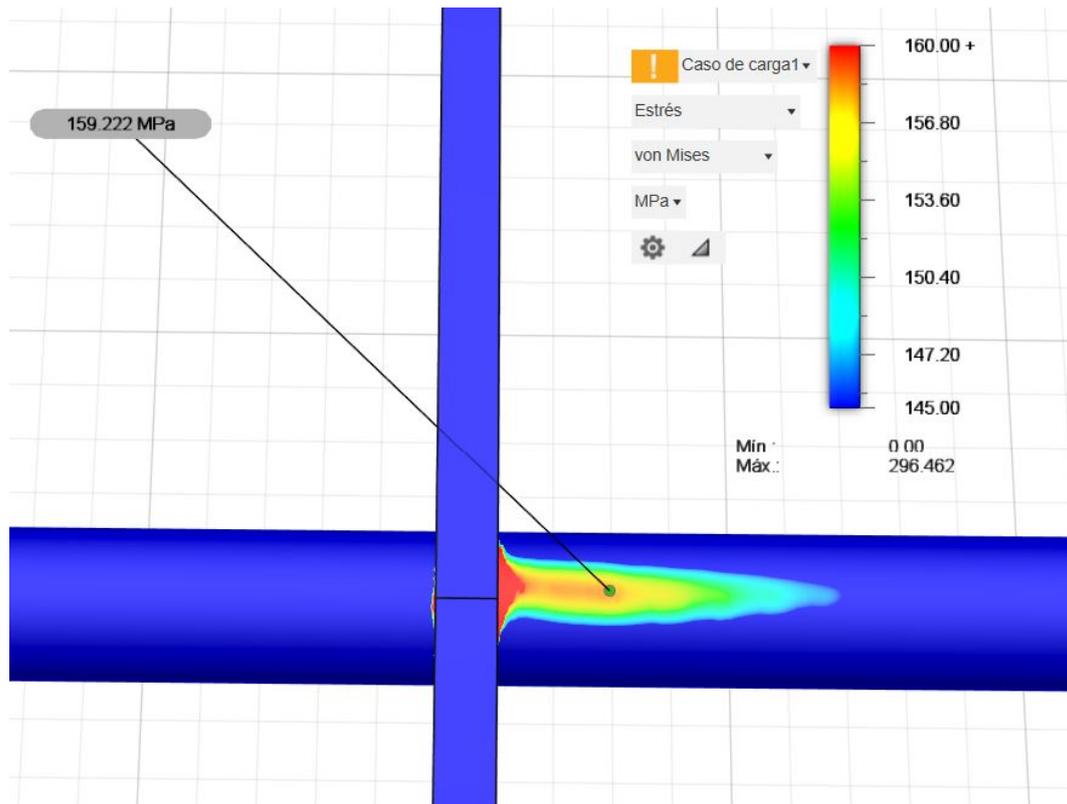


Figura 4.3.7: Tensión de von Mises en la unión entre fuselaje y estructura

En relación a la deformación, se observa como el extremo del ala se eleva hasta 12 cm respecto a la posición inicial. Esta deformación es buena para el comportamiento de la aeronave, ya que aporta un dihedro positivo y contribuye a mejorar la estabilidad lateral de la misma. A nivel numérico, es equivalente a tener un diedro de 5.5°.

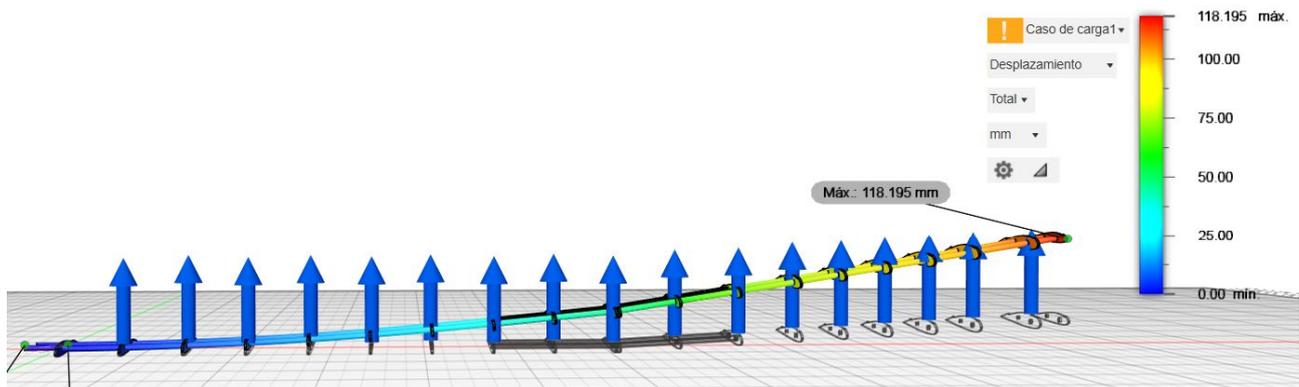


Figura 4.3.8: Deformación completa de la estructura alar

4.3.3. Modificación de la estructura alar

En el anterior apartado se ha podido comprobar como la estructura era capaz de resistir la carga aplicada con un factor de seguridad superior a 2, incluso sin tener en cuenta el propio peso del ala (que tira de la misma hacia abajo y reduce la carga total aplicada). Por esta razón,

se decide reducir el diámetro de los largueros de la mitad exterior del ala, así como el del primer segmento que se encuentra más cerca del borde de fuga. Además, se decide introducir una nueva sección tubular frente al larguero principal, para de esta forma reforzar el borde de ataque. También se plantea añadir unas láminas de fibra de carbono bajo los paneles solares y en la parte del intrados, para reforzar la superficie del ala de cara a los aterrizajes. Aunque no se ha estudiado el efecto que implica añadir estos elementos, se sabe que juegan también un importante papel en la distribución de cargas estructurales, por lo cual es muy probable que ayuden a reducir la tensión aplicada sobre los tubos internos. Se puede observar la nueva geometría en la figura 4.3.9, a falta de los mencionados paneles superiores e inferiores.

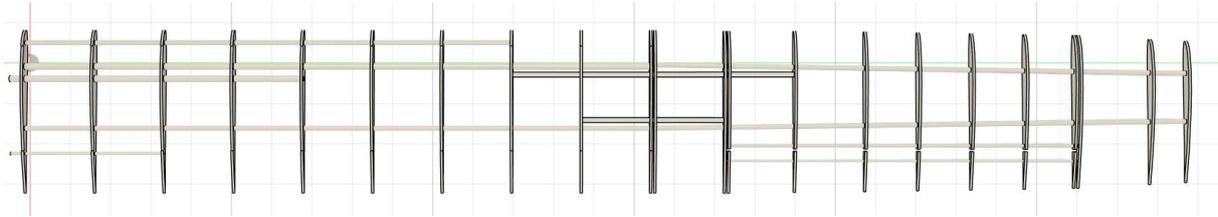


Figura 4.3.9: Estructura interna alar modificada

Esta decisión, además de por razones de peso, se ha tomado teniendo en cuenta el coste de todos los elementos. Y es que el precio de un tubo de fibra de carbono de 8mm de diámetro es de 17.5€/m, mientras que el de 6mm se puede encontrar por 6.5€/m. Por tanto, con esta modificación se consigue reducir el coste de los materiales en casi 60 euros. Esto puede no parecer mucho, pero supone una reducción aproximada de casi el 20% en los costes de material.

No obstante, antes de confirmar de forma fehaciente esta decisión, se debe comprobar que no tiene efectos significativos en la resistencia estructural del ala. Por esta razón, se vuelve a calcular la nueva geometría, con unas condiciones muy similares. Al igual que antes, el mallado se refina en las zonas más críticas (cerca del encastre alar y en la unión entre secciones) para tener resultados precisos. Finalmente, se aplica la misma carga que en el caso anterior, y se resuelve el estudio:

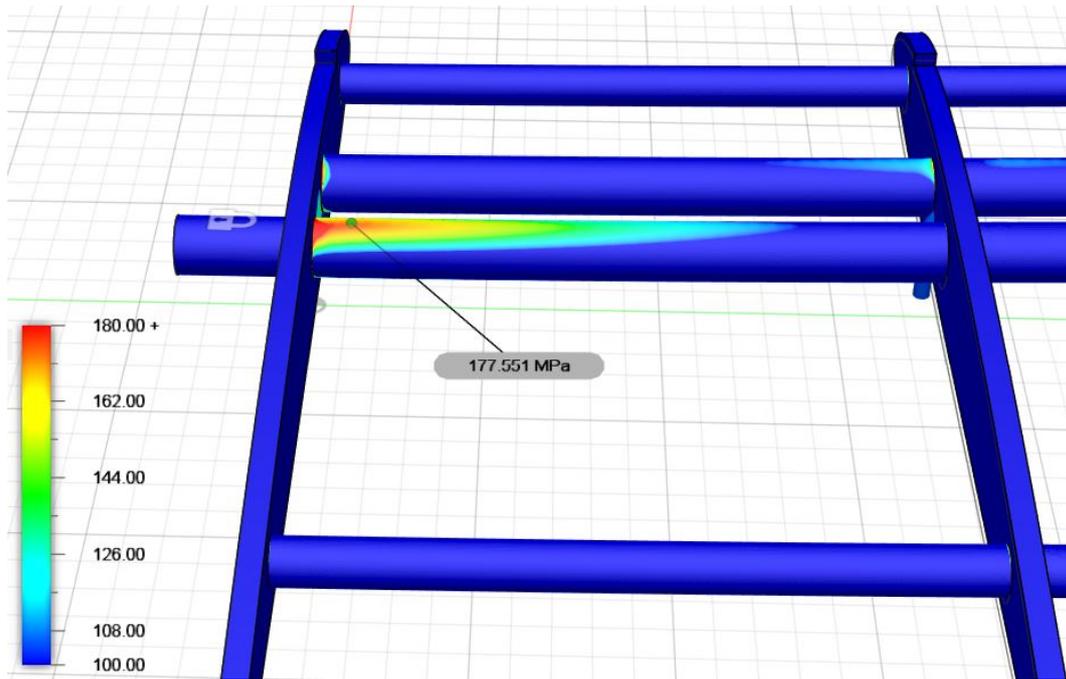


Figura 4.3.10: Tensión de von Mises en el encastramiento con la nueva estructura alar

Se puede apreciar como la tensión soportada en el encastramiento es mayor al caso anterior, y en este caso el factor de carga es de 2.3. Aunque ha disminuido parcialmente, se sigue encontrando por encima de 2, que era el objetivo de diseño establecido previamente.

En lo que respecta a la deformación, también aumenta en este caso, pues al emplear largueros de menor diámetro, la resistencia a flexión que poseen los mismos es menor.

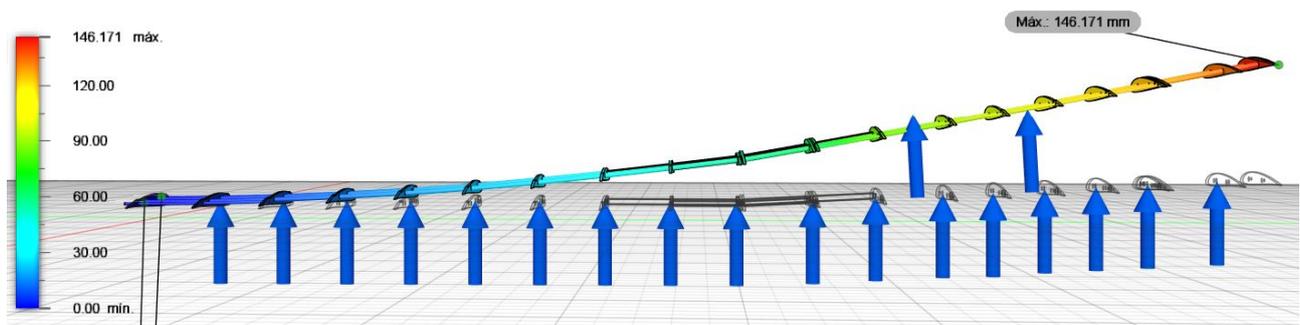


Figura 4.3.11: Deformación vertical a lo largo de la nueva estructura alar

No obstante, este aumento es parcial (de 120 a 145mm en el extremo), y no supone un valor excesivamente elevado.

Dado que la nueva geometría alar presenta numerosas ventajas respecto al diseño previo, y que su comportamiento estudiado es totalmente aceptable, se decide tomar la modificación como válida.

Antes de continuar, se debe prestar atención a las costillas. Aunque se ha mencionado que estas a penas tienen función estructural, lo cierto es que hay ciertos puntos donde esto no se cumple. Estos puntos son, principalmente, aquellos en los que se unen diferentes elementos,

como la zona donde se acopla el ala al encastre, o donde se divide el ala por la mitad. El material del que está previsto que se realicen estas costillas es madera de balsa, que posee una resistencia máxima a tracción (la de compresión es mayor) de entorno a 20 MPa. Por tanto, se reduce ahora el umbral de la escala, y se filtra todo aquello que soporta una tensión superior a esta medida. Haciendo esto, se consigue comprobar como hay numerosos puntos donde las costillas están soportando una carga superior:

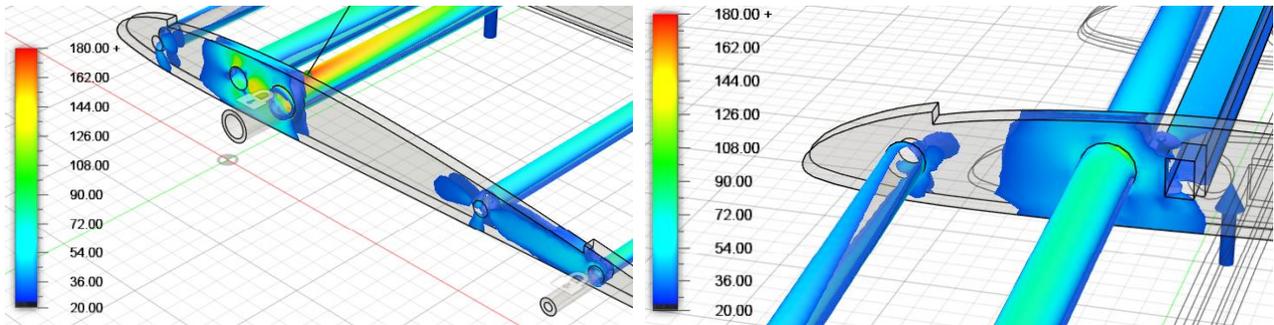


Figura 4.3.12: Costillas 1 (izquierda) y 8 (derecha) con cargas estructurales elevadas

A la vista de esto, se decide que las siguientes costillas (empezando con el 1 la que está situada en el encastre alar) deben bien ir reforzadas con una capa de fibra de carbono, o componerse exclusivamente de este material.

	Costillas de madera reforzadas	Costillas de fibra de carbono
Numeración	2-3-4-10-11	1-5-8

Cuadro 4.3.1: Resumen de elementos a modificar con material compuesto

4.4. Primera aproximación a la polar con XFRL5

Tras haber diseñado de forma definitiva la geometría alar y haber comprobado sus propiedades estructurales, el siguiente paso es comprobar que ésta cumple con las especificaciones aerodinámicas deseadas. En primera aproximación se hace uso de XFRL5, un software de código abierto que permite realizar análisis aerodinámicos sobre geometrías variadas empleando técnicas como el método de los paneles o *Vortex Lattice*. Gracias a estas herramientas, consigue calcular de forma aproximada las características aerodinámicas de las geometrías de estudio, y resulta muy útil en el diseño de aeronaves a pequeña escala. Además, incorpora opciones variadas como el análisis de respuestas temporales o el estudio de perfiles 2D. En el ámbito de diseño que se está trabajando, permite obtener resultados preliminares de una forma aproximada y rápida, así como las derivadas aerodinámicas del modelo en cuestión. Estas derivadas aerodinámicas son una serie de parámetros adimensionales que modelizan el comportamiento de toda aeronave ante diferentes condiciones de vuelo o actuaciones de control. De esta forma, permiten conocer si la aeronave será estable en vuelo, o si la deflexión de los controles es suficiente para gobernar el modelo.

Cabe mencionar también que los resultados que obtiene el software en cuanto a resistencia aerodinámica no son totalmente correctos, pues además de no incluir el fuselaje, los modelos que utiliza para simular la capa límite son algo limitados. Por esta razón, es habitual obtener resultados de eficiencias aerodinámicas hasta un 25%/30% superiores a los reales. Por esta razón, el objetivo de eficiencia aerodinámica que se ha fijado es mayor al que se debería considerar si se evaluara la aeronave con cualquier otro software. No obstante, y una vez se tiene esto en cuenta, las ventajas que ofrece el programa en cuanto a versatilidad y simplicidad compensan la falta de precisión del cálculo, razón por la cual es ampliamente empleado para el diseño de aeronaves de aeromodelismo o UAV.

El programa en cuestión se compone de varias etapas o módulos de trabajo por los cuales se debe pasar para poder llegar al análisis completo de la geometría. El primer paso a realizar es el diseño de los perfiles alares. Para esto, el software cuenta con una herramienta para dibujar perfiles NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*), así como una opción para importar perfiles a partir de archivos .csv. En este caso, y dado que el perfil principal del ala es el SD7037, se empleará la segunda alternativa. Además de esto se esbozará también el perfil NACA 0012, el cual se empleará para los estabilizadores horizontal y vertical. Además, también se procede a crear copias modificadas de los perfiles, incorporando flaps en su parte posterior. Esto, tal como se verá a continuación, permite obtener los valores de las derivadas de control de la aeronave.

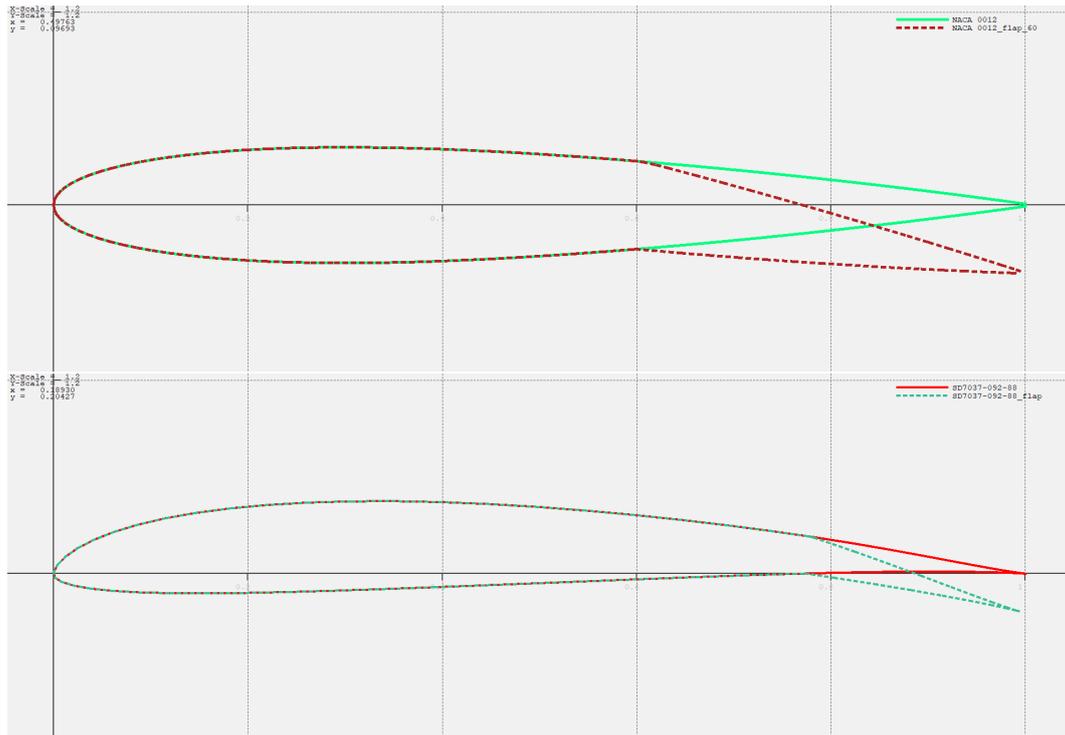


Figura 4.4.1: Perfiles NACA0012 (arriba) y SD7037 (abajo) modelados mediante XFLR5

Una vez ya se tienen los perfiles a emplear, el siguiente paso es realizar el análisis 2D de los mismos. Para esto, se debe realizar un análisis en masa de los mismos, tomando valores de Reynolds (parámetro de control) distribuidos entre 1000 y $10e7$. De esta forma, se asegura que posteriormente se tendrán los datos suficientes como para realizar el análisis 3D de forma adecuada. El rango de valores de ángulo de ataque entre los que se analizan los perfiles se sitúa entre -5° y 15°

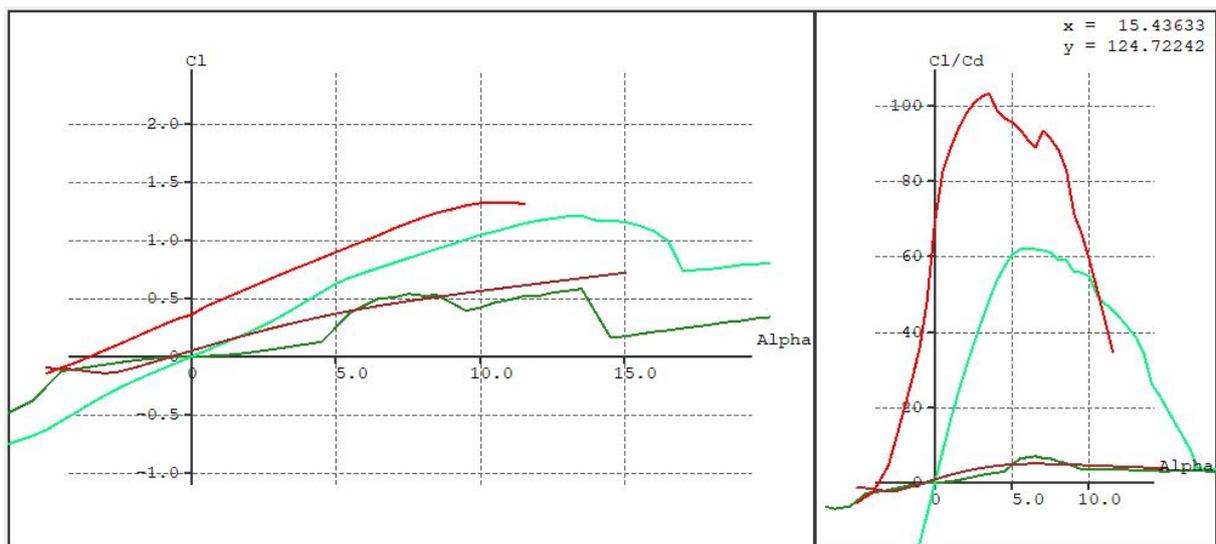


Figura 4.4.2: Comparación de los perfiles para diversas condiciones de número de Reynolds

Tal como se puede apreciar en el análisis 2D, para números de Reynolds cercanos a 1000

(curvas oscuras) la evolución del coeficiente de sustentación es un tanto extraña, y no se comporta de forma lineal. Esto se debe principalmente al modelo de capa límite que usa el programa, pues supone que el efecto que tiene la misma es el de engrosar el perfil real. Además, se aprecia como la eficiencia aerodinámica es mucho más baja, debido a que los fenómenos viscosos son más importantes en este rango. Para el caso contrario, con Re cercanos a $5 \cdot 10^5$, los fenómenos viscosos dejan de ser relevantes, y la eficiencia es muy superior. Además, se aprecia como el perfil SD7037 (en rojo) es mucho más eficiente que el NACA0012 (verde), y además consigue llegar a un valor de C_l máximo superior.

A continuación, se pasa a modelar la aeronave completa, teniendo en cuenta tanto el ala como los estabilizadores horizontal y vertical. Llegados a este punto, únicamente se conoce con certeza la forma que posee el ala, por lo cual es un buen punto para empezar a definir la geometría de las superficies traseras. Teniendo en cuenta las relaciones de aspecto entre el ala y éstas definidas en el apartado 3.3, se opta por emplear una planta elíptica para el estabilizador horizontal, y para el vertical se escoge una geometría más recta. Además, se les incorporan flaps para poder controlar la aeronave.

A parte de esto, también se incorporan unos *Wing Tips* para mejorar la eficiencia y reducir la resistencia inducida. Estos elementos se dimensionan sin ningún criterio específico, pues por el momento no se conoce la forma definitiva que tomarán. El resultado es el siguiente:

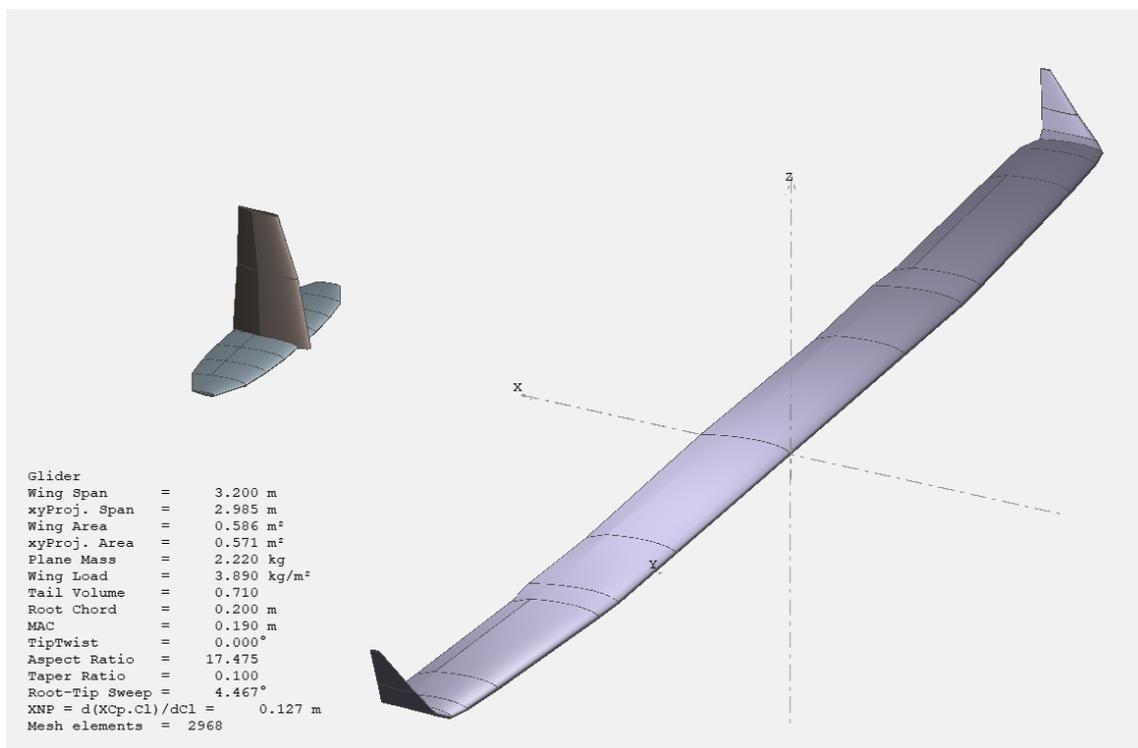


Figura 4.4.3: Definición de la aeronave en XFLR5

Tras haber definido las superficies aerodinámicas (dimensiones de las mismas detalladas en el anexo A), el último paso para terminar de definir el modelo es incorporar las masas de todos los elementos (incluidos fuselaje y electrónica). Dado que no se conoce todavía con certeza el peso de todos los elementos, se emplearán valores genéricos basados en estimaciones de aeronaves similares. Tras realizar el estudio, se comprobará si el hiato (distancia del ala a los estabilizadores) es adecuado, y en caso de no serlo se ajustará hasta obtener un resultado satisfactorio. De esta forma, los valores físicos estimados son los siguientes:

Elemento	Ala	Fuselaje	Estabilizadores	Electrónica
Masa (kg)	0.95	0.3	0.25	0.75

Cuadro 4.4.1: Masa estimada de los distintos elementos que componen la aeronave

A continuación, se deben definir las condiciones del estudio. En esta ocasión, se decide buscar la polar fijando la sustentación, de forma que la velocidad de vuelo es función del ángulo de ataque. Respecto al tipo de análisis, se escoge el modelo VLM2, pues es más preciso que el modelo LLT. En cuanto a la inercia, se deja por defecto la de la aeronave, y se fijan las dimensiones alares como las de referencia. Finalmente, se introducen las condiciones físicas del aire (altitud 0m y temperatura 27°C), y se calcula la curva polar de la aeronave. No obstante es importante resaltar un par de detalles antes. En primer lugar, y tal como se ha indicado anteriormente, los resultados que se van a obtener de este estudio no son precisos, pues aunque se ha añadido el efecto de la resistencia del fuselaje (mediante un C_D de 0.15 respecto a la superficie frontal de 0.005 m²), la estimación de la resistencia parásita no es del todo exacta. Por otro lado, se busca tanto la eficiencia de la aeronave (parámetro significativo pero no importante en este estudio) como la estabilidad de la misma y la efectividad de las acciones de control. Dicho esto, los resultados obtenidos han sido los siguientes:

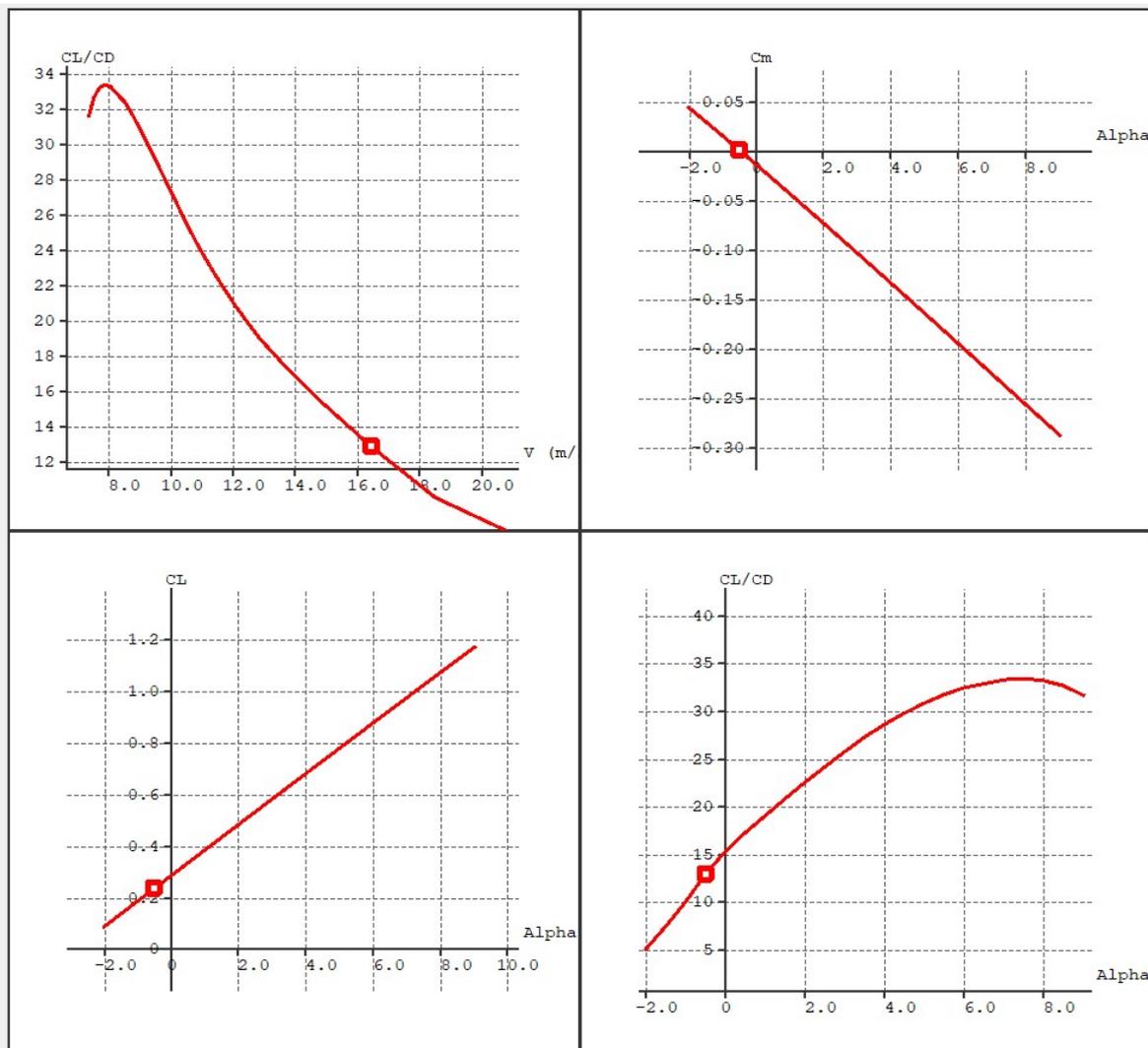


Figura 4.4.4: Polar de la aeronave obtenida con XFLR5

Empezando por la gráfica superior derecha, se puede apreciar como la máxima eficiencia se consigue a velocidades bajas, de entorno a 8 m/s (28 km/h). Además, la velocidad de entrada en pérdida es menor a los 7m/s o 25 km/h, por lo cual se puede asegurar que la aeronave es capaz de volar despacio. Dado que se supera el valor de eficiencia de 30, se puede concluir que en primera aproximación la aeronave tiene una *EA* adecuada.

En la representación del coeficiente de momento se aprecia como, para valores de α superiores a -0.5° , el coeficiente de momento es negativo. Esto es adecuado, pues asegura que la aeronave es estable y no tiene tendencia a aumentar repentinamente el ángulo de ataque.

Respecto a la evolución del C_L , se puede apreciar como el programa únicamente calcula los rangos lineales de este coeficiente. En $\alpha=0^\circ$ vale 0.3, y el máximo antes de que aparezcan fenómenos no lineales (como la entrada en pérdida) es de 1.2 a los 9° .

Y por último, si se considera la evolución de la eficiencia aerodinámica con el ángulo de ataque, se puede comprobar que el máximo ocurre cerca de los 7° . Esto es una discrepancia con los resultados obtenidos en la figura 4.1.2, y se puede deber tanto al efecto de añadir *Winglets* como a las restricciones de cálculo del propio programa.

4.4.1. Criterios de estabilidad y control

Una vez se tienen los resultados estáticos, el siguiente paso en el estudio es analizar el comportamiento dinámico de la aeronave. Para esto, se han incluido todas las superficies de control (sin deflectar por el momento) y se ha definido un estudio de estabilidad. La configuración de éste ha sido muy similar a la del estático, pues se han dejado todos los parámetros por defecto. Tras ejecutarlo, se ha podido observar el comportamiento dinámico de la aeronave.

Antes de mostrar los resultados, es importante explicar los distintos modos de movimiento que se van a obtener. Habitualmente, todas las aeronaves tienen modos propios, que rigen el movimiento de la misma ante perturbaciones o cambios en las condiciones de vuelo. En el plano longitudinal (movimiento vertical) se encuentra el fugoide, un modo oscilatorio lento y poco amortiguado; y el corto periodo, también oscilatorio, pero con mayor frecuencia y amortiguamiento. En el plano lateral direccional hay hasta tres modos propios: el balanceo holandés, subamortiguado; y la convergencia en alabeo y modo espiral, que son sobreamortiguados, y con mucho y poco amortiguamiento respectivamente. De esta forma, el UAV de estudio también tiene estos comportamientos, y es fundamental asegurar que son estables, pues una aeronave estaticamente estable puede ser dinámicamente inestable.

Por tanto, los criterios de estabilidad que se deben comprobar consisten en verificar que la aeronave es capaz de volver al equilibrio tras introducir una perturbación en la dinámica de vuelo. Esto se hace tanto para el comportamiento longitudinal como para el lateral/direccional:

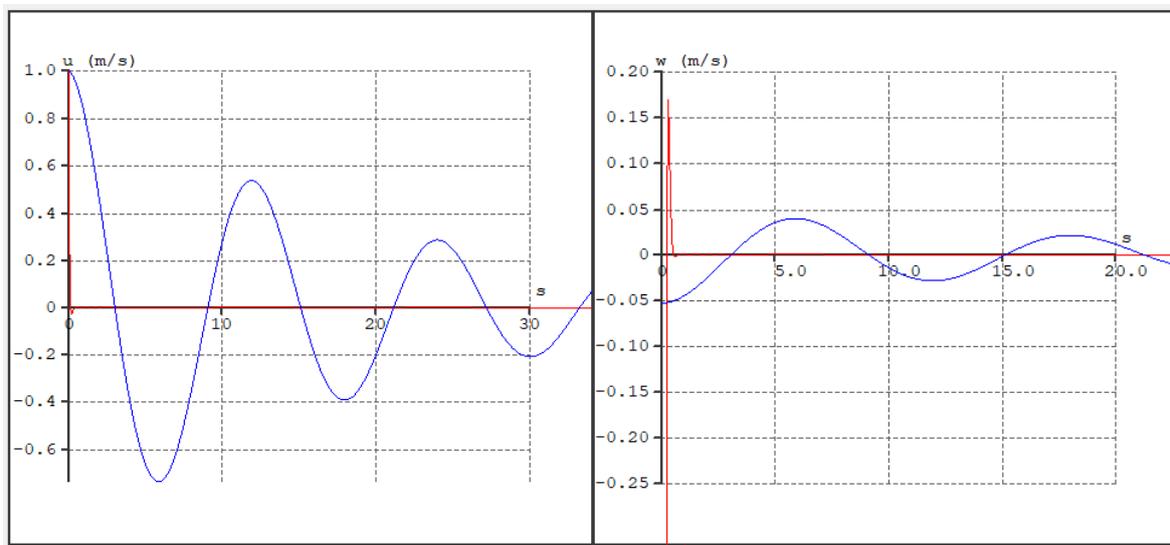


Figura 4.4.5: Comportamiento de la dinámica longitudinal

En rojo se aprecia el modo corto periodo, y en azul el fugoide. Se comprueba como en ambos casos la aeronave es estable, y converge al equilibrio de forma adecuada. Pasando ahora a la dinámica lateral direccional:

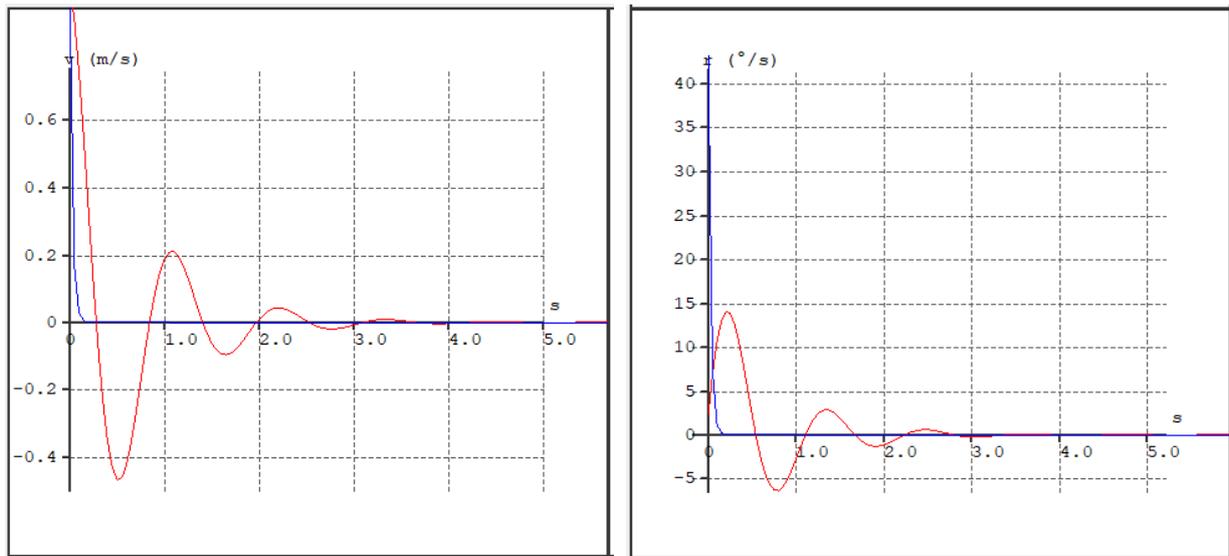


Figura 4.4.6: Comportamiento de la dinámica lateral

Para la dinámica lateral, se puede comprobar como la aeronave vuelve más rápidamente al equilibrio tras la perturbación. Esto se justifica también, a nivel numérico, debido al mayor amortiguamiento del mismo (consultar tabla 4.4.2). El modo rápido es el de convergencia en alabeo (azul) y el oscilatorio el balanceo holandés (rojo). Falta por representar el modo espiral, pues es casi estable marginalmente. Por esto, el tiempo de convergencia al equilibrio tiende a los 1000 segundos, por lo cual se escapa del dominio de representación.

Por tanto, se puede concluir que la aeronave es estática y dinámicamente estable.

A continuación se puede encontrar la caracterización numérica de estas dinámicas, tal como las frecuencias naturales o el amortiguamiento.

Modo	Frecuencia natural (rad/s)	Amortiguamiento
Corto periodo	12.45	1.329
Fugoide	0.8244	0.01514
Balanceo Holandés	4.066	0.317
Convergencia en alabeo	-	23.096
Modo espiral	-	0.082

Cuadro 4.4.2: Valores numéricos de los modos transitorios

Finalmente, el último estudio a realizar es el de la efectividad del control sobre la aeronave. El software XFLR5 permite calcular las derivadas de control correspondientes al movimiento de los alerones, timón de profundidad, y timón de dirección. No obstante, es importante tener un criterio de diseño, para de esta forma poder cuantificar si las superficies móviles están correctamente dimensionadas. Para esto, se han consultado a miembros del equipo universitario Xtra2, y se ha usado su criterio de diseño. A continuación se muestran los valores deseados de estas derivadas y los obtenidos en base al diseño del UAV.

	$CM_{\delta E}$	$CL_{\delta A}$	$CN_{\delta A}$	$CL_{\delta R}$	$CN_{\delta R}$
Criterio de diseño	-1	0.25	0	+0	-0.1
Valor obtenido	-1.6	0.245	0.0015	0.0076	-0.0765

Cuadro 4.4.3: Derivadas aerodinámicas obtenidas

Se puede observar como las derivadas aerodinámicas cumplen con el criterio de diseño. El único valor que no es totalmente adecuado es $CN_{\delta R}$. No obstante, como no se busca que la aeronave tenga una gran maniobrabilidad (de hecho se quiere que sea lo más estable posible) no es un problema.

Llegados a este punto, ya se ha verificado tanto la resiliencia de la estructura interna como las prestaciones de la aeronave en primera aproximación. Por tanto, ya se puede dar por cerrada la etapa de diseño (a falta del fuselaje) y se puede pasar a seleccionar la electrónica. Cabe mencionar que el diseño de los *winglets* no se ha realizado en profundidad tal como se ha comentado anteriormente, pues no se tiene ningún criterio adecuado para su dimensionamiento. Por tanto, se han creado de forma arbitraria, inspirándose en las geometrías de aeronaves similares.

4.5. Diseño de la estructura de las superficies de control

Las superficies de control de cualquier aeronave son muy similares a las alas, solo que a menor escala. Por esta razón, y sobretodo en aeronaves de pequeño tamaño, el diseño y forma de las mismas es muy similar. En este caso ocurre igual, pues tanto las herramientas como los procesos empleados en el diseño son las mismas que se han utilizado previamente.

El primer paso ha sido extraer el plano en planta de los estabilizadores horizontales a partir del diseño realizado con XFLR5, y trasladarlo al DevWing. A continuación, se han colocado una serie de costillas y largueros, igual que en el caso del ala principal. La novedad en este caso es que no se ha realizado ningún estudio de resistencia, pues las fuerzas y momentos aplicados sobre la estructura son mucho menos exigentes que los que sufre el ala.

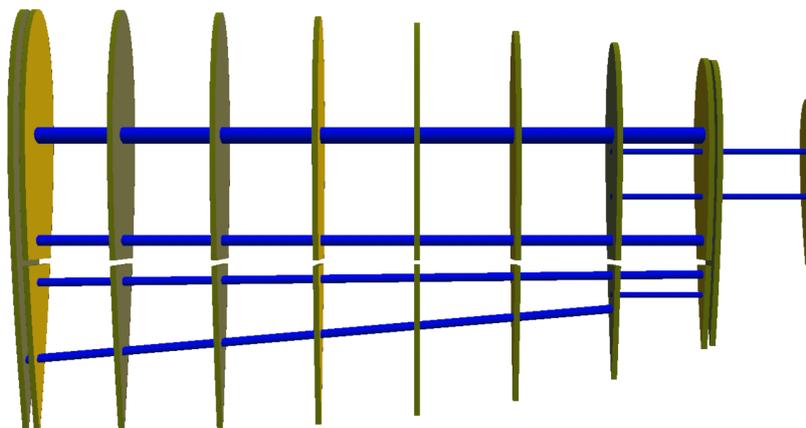


Figura 4.5.1: Estructura interna del estabilizador horizontal derecho

Como se puede apreciar en la figura anterior, existe un corte entre los largueros 2 y 3.

Esto se debe a que en ese punto es donde se deflcta la parte trasera de la superficie, para de esa forma permitir la actuación de la aeronave. Los largueros principales son de $\varnothing 6\text{mm}$, $\varnothing 4\text{mm}$, $\varnothing 4\text{mm}$ y $\varnothing 3\text{mm}$ empezando por la parte superior. Las extensiones que unen la última costilla son varillas de $\varnothing 2\text{mm}$. Tanto el primer como el segundo larguero atraviesan el fuselaje y se unen con el estabilizador horizontal izquierdo, formando una estructura sólida entre ambos.

Esta estructura va recubierta con un film plástico (*Oracover*) el cual permite reducir significativamente el peso. Además, se colocan unos paneles muy finos de fibra de carbono sobre la superficie móvil, de forma que se aumenta su rigidez y resistencia.

En el caso del estabilizador vertical, el proceso seguido es idéntico. Se extrae el plano de la geometría, se introduce en la herramienta de diseño, se crean las costillas, se sitúan los largueros y se generan los cortes que permiten tener la superficie móvil. El resultado obtenido es el siguiente:

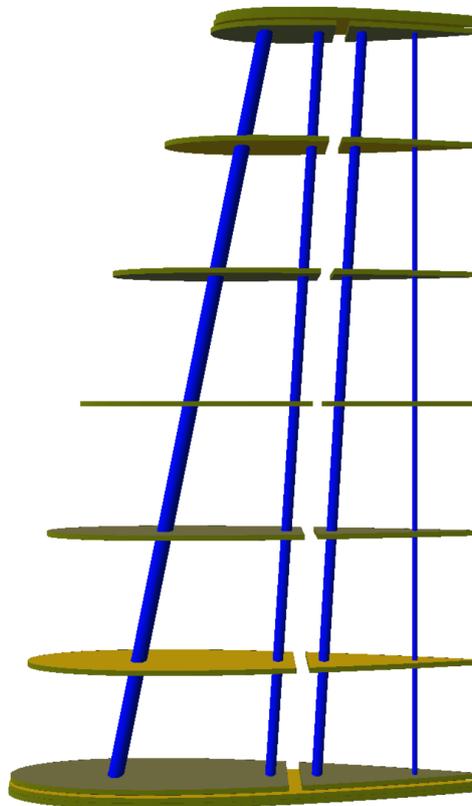


Figura 4.5.2: Estructura interna del estabilizador vertical

Los largueros tienen un diámetro exterior de 6mm, 4mm, 4mm y 2mm respectivamente empezando desde la parte superior de la imagen.

Capítulo 5

Selección de los componentes electrónicos

A la hora de crear una aeronave es fundamental escoger la electrónica correcta, pues de lo contrario se tendrá repercusión en las prestaciones y las limitaciones de la misma. Por esta razón se va a debatir a continuación cuales son los componentes electrónicos que mejor se ajustan al diseño realizado, tanto desde el punto de vista cualitativo como económico.

5.1. Células fotovoltaicas

Una celda solar, por definición, es un elemento que permite obtener potencia eléctrica a partir de la energía solar que impacta sobre él. Esto se produce gracias a los semiconductores que lo forman tales como el silicio, pues cuando los fotones impactan sobre ellos, se liberan electrones que fluyen por el propio semiconductor hacia la cara posterior del panel, y se canalizan a través de un cable que une las dos mitades para así aprovechar su movimiento (corriente eléctrica). En la actualidad existen dos tipos principales de células fotovoltaicas: las monocristalinas y las policristalinas. La diferencia fundamental entre ambas es la forma en la que se disponen las capas de silicio, pues en las primeras se crea un único cristal del material, mientras que las segundas se forman a partir de la unión de varios cristales del material. La forma de crear las células tiene un impacto en su eficiencia y en sus propiedades mecánicas, pues aunque las monocristalinas son generalmente más eficientes que las policristalinas, soportan peor los esfuerzos térmicos, lo cual da lugar a un rendimiento menos uniforme en el rango de temperaturas de trabajo. Además de esto, las células monocristalinas tienen un coste medio mayor, pues los procesos que se emplean para su fabricación son más complejos, y no permiten conseguir un aprovechamiento de material tan elevado como en el caso de las policristalinas. Es por estas razones que en aplicaciones habituales suelen predominar los paneles con células policristalinas, pues la diferencia de rendimiento en la actualidad es relativamente baja (entre un 2 y un 4%).

Otro aspecto importante a considerar es la ventaja de paneles solares flexibles. Este tipo de paneles son los que se usaran para la construcción del modelo, ya que gracias al hecho de poder adaptar su forma, se logra que su incorporación a la superficie alar sea más sencilla. En el mercado actualmente existen varios modelos, aunque la gran mayoría de ellos utilizan celdas monocristalinas. Aunque existen varios fabricantes, uno de los mas importantes es Sunpower, pues sus células llegan a tener una eficiencia de hasta el 24% (según indica el propio fabricante). Este

valor es bastante elevado si se compara con los rendimientos habituales de los paneles completos, pues en estos mismos la superficie no está cubierta en su totalidad por celdas solares.

Finalmente, las celdas solares escogidas para este proyecto son las Sunpower C60, que cuentan con un voltaje nominal de 0.58V y una corriente nominal de 5.9 A. En total, otorgan una potencia máxima de 3.4A aproximadamente. El total de celdas que se emplearán es de 22, pues de esta forma, el voltaje total generado por el conjunto será de 12.76V, que es muy similar al voltaje que aporta una batería 3s al 100% de carga (12.6V).

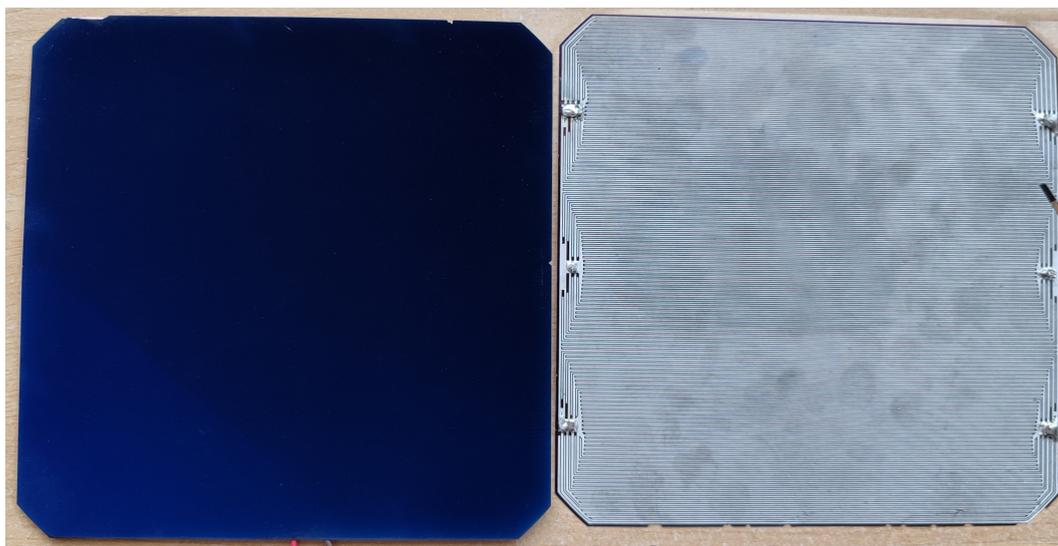


Figura 5.1.1: Celdas solares C60

5.2. Servomotores

Los servomotores son un tipo de actuadores mecánicos que se caracterizan por generar movimientos rotativos precisos a partir de señales eléctricas. Este tipo de dispositivos se utilizan ampliamente en la industria, pues permiten accionar elementos tales como superficies aerodinámicas o mecanismos internos. La gran mayoría de modelos tienen los mismos componentes: un motor DC, unos engranajes, un sensor de posición (habitualmente un potenciómetro) y un controlador. Cuando llega la señal, el controlador la compara con la recibida por el sensor de posición, y en función del resultado, envía una corriente eléctrica al motor. De esta forma, el movimiento del motor genera la rotación del eje del servomotor.

Aunque la gran mayoría de estos sistemas tienen un funcionamiento similar, lo cierto es que sus capacidades son muy distintas. Por lo general, se suelen clasificar según el par de fuerza que son capaces de generar. En el ámbito de las aeronaves a radio-control, existen modelos que van desde 1 kg/cm (clásicos servos SG90) hasta los 60 kg/cm. Al igual que con la potencia, hay mucha variedad de tamaños. Por lo general, los servos menos potentes son también más pequeños y menos pesados que los de mayor potencia, por lo cual es fundamental escoger el modelo correcto para evitar añadir peso innecesario y también reducir el consumo eléctrico.

Habitualmente, se suele escoger el tipo de actuador en base a aeronaves similares. No obstante, y dado que se tienen herramientas computacionales precisas, en este caso se ha decidido

recurrir a ellas para poder tomar esta decisión de forma acertada. Por esta razón, se ha hecho uso, una vez más, del programa StarCCM+. De esta forma, se ha modelado el ala diseñada en el apartado anterior (4.4) incluyendo las superficies de control. Estas superficies se han deflectado un total de 20°, y se ha medido el momento generado por las mismas alrededor de su eje de rotación. Es importante destacar que se ha tomado únicamente el aleron principal del ala y no los de los estabilizadores por una cuestión de dimensiones: las superficies móviles de los estabilizadores son más pequeñas que las del ala, por lo cual el momento requerido será menor. Por tanto, los alerones principales son más limitantes, y es donde pueden aparecer problemas.

Respecto a las condiciones de vuelo, se han tomado las más extremas que permite la aeronave: ángulo de ataque de 6 grados y velocidad de vuelo de 17 m/s. Estas condiciones no son del todo realistas, pues tal como se verá en el anexo B, la velocidad máxima de vuelo es de 16 m/s, y se consigue con ángulo de ataque prácticamente nulo. No obstante, se ha decidido imponer este régimen de vuelo por ser más crítico que cualquiera que pueda realizar la aeronave de forma estacionaria, y también debido a que puede llegar a estas condiciones si el vuelo que realiza es descendente. A continuación se muestra un resumen con las condiciones establecidas y los resultados obtenidos

Velocidad (m/s)	δ_E (grados)	α (grados)	Momento requerido (kg/cm)
17	20	6	0.343

Cuadro 5.2.1: Condiciones de vuelo y resultados del estudio realizado

A la vista de los resultados, es evidente que con un servomotor que genere un par de fuerza superior a 1 kg/cm es más que suficiente para asegurar que la aeronave puede deflectar correctamente las superficies aerodinámicas. De esta forma, se decide escoger el modelo MG90s, pues tiene engranajes metálicos (es más resistente que uno con engranajes plásticos) y además tiene un par de fuerza de 1.6 kg/cm a 4.8V y 1.8 kg/cm a 6V. Además tiene un reducido peso de 12 gramos.



Figura 5.2.1: Servomotor MG-90

5.3. Emisora y receptor

Al igual que con los servomotores, existen una gran variedad de emisoras de radio y receptores en el mercado. En este caso, el factor limitante es el precio, pues se pueden encontrar conjuntos desde los 50€ hasta incluso los 2000€ en los casos más extremos. No obstante, desde un primer momento se planteó utilizar la emisora Flysky FS-i6 con el receptor FS-i10b. La razón principal de esto tiene que ver tanto con el precio como con el rango de la señal. Si se quisiera diseñar el UAV con un enfoque práctico y utilitario, sería necesario contar con un rango de señal de 25 a 50 km. No obstante, como este trabajo se centra principalmente en el diseño y fabricación (y no en el enfoque práctico), sería suficiente con tener un rango de aproximadamente 1.5 km. Además, desde un primer momento se intenta reducir el coste unitario, para de esa forma poder entrar en el mercado de los UAV de uso recreativo. Otro factor limitante en cuanto al alcance de la emisora y el receptor es la normativa. Tal como se puede extraer del anexo ??, en España el vuelo de UAS en categoría abierta se limita al rango de vuelo visual. Por tanto, si se quiere utilizar esta aeronave para un uso recreativo, no tiene sentido ampliar el alcance cuando no se puede llegar tan lejos por normativa.

En cuanto a las especificaciones del conjunto seleccionado, destacar, sobretodo, su bajo precio. En internet se pueden encontrar los dos elementos por un precio inferior a los 80€. Además de esto, tiene un rango de entre 1 km y 2 km, en función del terreno, interferencias de señales y condiciones ambientales. Como se ha descrito anteriormente, esto es más que suficiente para poder llevar a cabo vuelos de prueba en rango visual. Además, el receptor cuenta con un total de 10 canales, lo cual permite, además del control sobre los actuadores y el motor, disponer de hasta 4 funciones extra. A continuación se observa una imagen de este conjunto



Figura 5.3.1: Conjunto emisora-receptor seleccionados

Otra de las muchas ventajas que presenta este sistema frente a su competencia es su popularidad. Y es que, gracias a su versatilidad y bajo precio, existen gran multitud de foros o páginas en internet en los cuales se puede consultar información de interés, y recibir ayuda en caso de necesidad.

5.4. Variador de potencia

El variador de potencia o ESC (*Electronic Speed Controller*) es un componente electrónico que regula la potencia que llega al motor en función de la señal emitida para ello. Además, y dada la naturaleza de los motores, convierte la corriente de continua a alterna trifásica. A la hora de escoger correctamente estos componentes, es fundamental tener en mente la potencia pico que se le va a requerir al motor (generalmente la máxima que puede emitir la batería). No obstante, en el caso de esta aeronave se tiene la peculiaridad que la potencia máxima es constante, y es la nominal de cada celda: 5.9 Amperios. Por esta razón, se decide utilizar un ESC de 30A, que es el modelo más común empleado en aeronaves no tripuladas de pequeño y medio tamaño. En concreto, se elige uno de la marca Dilwe, que tiene un peso total de 29 gramos y un conector tipo XT-60:

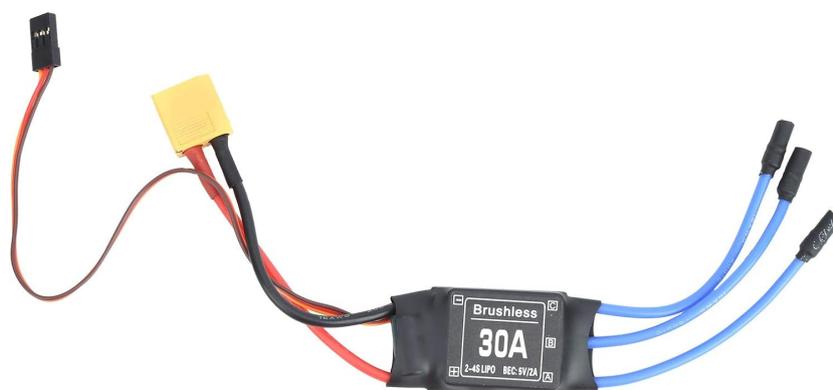


Figura 5.4.1: Variador de 30 A seleccionado

Otra de las ventajas que presentan este tipo de ESC es que cuentan con una salida de 5V, lo cual permite alimentar cualquier otro sistema que se decida instalar en la aeronave (camaras, instrumentos, etc).

5.5. MPPT

Este componente puede no parecer necesario, pero en realidad cumple una función muy importante en el suministro de potencia al sistema de propulsión. Los paneles solares, tal como se puede apreciar en la figura 5.5.1, tienen un amperaje máximo que pueden generar, independientemente de su voltaje de salida. Por esta razón, la curva de potencia que generan se asemeja a una parábola bajo condiciones ideales.

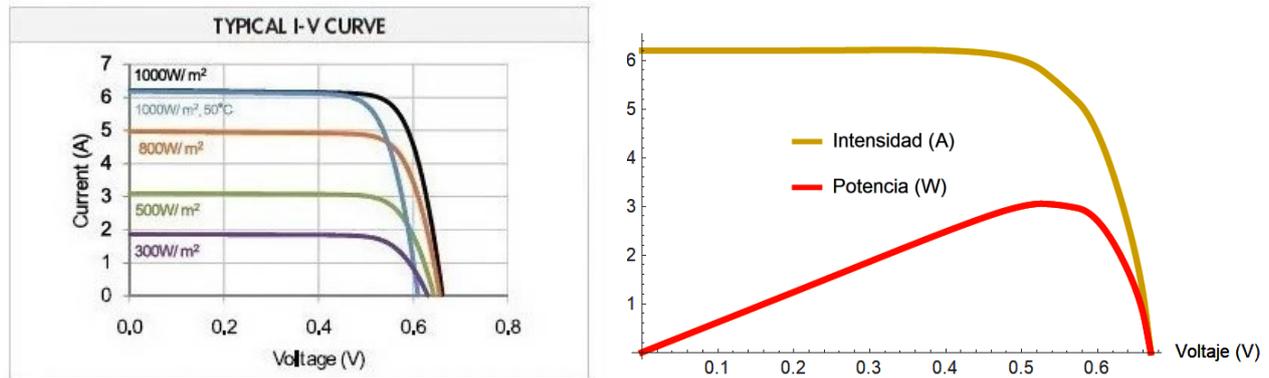


Figura 5.5.1: Valores de potencia y amperaje suministrados por el fabricante

Por esta razón, es complejo conseguir que las celdas solares operen siempre en su máximo pico de potencia. Aquí es donde entra en juego el MPPT (o *Maximum Power Point Tracker*), pues es un dispositivo que, fijando el voltaje deseado de salida, ajusta su entrada para conseguir la máxima potencia disponible. Aunque comunmente se emplea como cargador de baterías en instalaciones solares, lo cierto es que también puede suministrar energía directamente al sistema. De esta forma, independientemente del consumo realizado, la potencia extraída de las celdas solares será muy próxima a su máxima. No obstante, esto no es siempre posible, por lo cual la eficiencia de la conversión puede situarse entre el 90% y el 95%. Además, este módulo en concreto (de la marca Cuifati) admite potencias de funcionamiento de hasta 100 W, con lo cual es más que suficiente para el uso en el UAV.

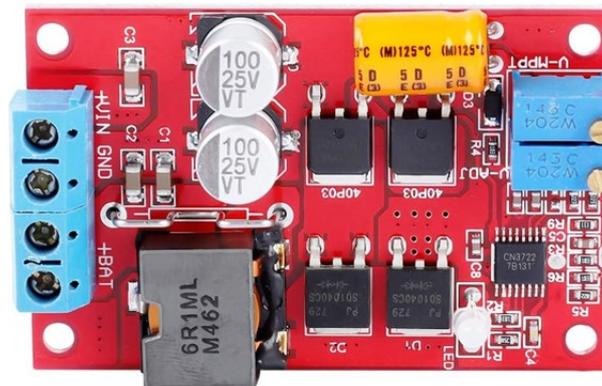


Figura 5.5.2: MPPT seleccionado

5.6. Conversor de 12V a 5V

Aunque los variadores tipo ESC tienen salida de 5V, la potencia máxima que pueden suministrar es de aproximadamente 7.5 Wh. Para aeronaves de menor tamaño, esto es más que suficiente para poder alimentar a todos los elementos o componentes electrónicos. No obstante, como en esta aeronave se tienen hasta 5 servos, el sistema FPV y el controlador, puede haber momentos (sobretudo al actuar bruscamente sobre los servomotores) en que esta potencia límite no sea suficiente. Por esta razón, se decide implementar un conversor de 12V a 5V. De esta forma,

se dispone de mayor capacidad de potencia (hasta 25 Wh en este caso), por lo cual se puede asegurar que todos los sistemas funcionan correctamente. El módulo seleccionado, de la marca UCTRONICS, permite convertir desde los 9V hasta los 24V en 5V, con un amperaje máximo de 5A.



Figura 5.6.1: Módulo conversor de 12V a 5V

Este módulo se conecta directamente a la batería, y da lugar a una salida de 5V que alimenta tanto a la controladora de vuelo como a los demás sistemas y componentes.

5.7. Emisora FPV

En apartados anteriores ya se ha visto como, bajo la normativa a la que se acoge el prototipo de UAV que se está diseñando, los vuelos se han de realizar según régimen de vuelo visual. No obstante, y tal como recoge en mayor detalle el anexo ??, el piloto puede hacer uso de sistemas de visión tipo FPV cuando cuente con un observador. Por esta razón, se decide implementar una cámara a bordo, para de esta forma poder tener visión directa del entorno de vuelo de la aeronave, y facilitar el control y actuación de la misma durante las tareas de prueba.

Al igual que con el resto de componentes, hay una gran variedad de sistemas disponibles en el mercado. Para escoger entre ellos, se buscara, por una parte, que su consumo de potencia sea reducido; mientras que a la vez tengan un rango superior a los 2.5 km. También se intentará que su calidad de imagen sea la máxima posible, para de esa forma poder tener la mejor visión posible.

Dentro de todas las opciones, es importante escoger entre el tipo de señal: analógica o digital. La principal diferencia entre ambas tecnologías es la forma en que se procesa y envía la imagen, pues la primera emplea ondas de radio analógicas (ondas continuas en las que varía la potencia dentro de un rango) y en la segunda digitales (se envían a pulsos y su valor depende del código recibido, empleando código binario). Por esta razón, hay una serie de diferencias

entre ambos tipos de sistemas. A continuación se muestra una tabla resumen de las ventajas e inconvenientes de cada sistema.

	Transmisores analógicos	Transmisores digitales
Calidad	Generalmente menor	Mayor calidad
Latencia	Inferior	Superior
Consumo de potencia	Habitualmente entre 200mW y 600 mW	Superior a los 1500 mW
Precio	Más económicos	Más caros

Cuadro 5.7.1: Principales características de los sistemas FPV analógicos y digitales

Aunque se puede observar que los sistemas digitales tienen una mayor calidad, su punto negativo es tanto el precio como el mayor consumo de potencia. Por esta razón, se decide emplear un sistema de transmisión de vídeo analógico, para de esta forma reducir el coste del UAV y aumentar la autonomía.

De hecho, se opta por instalar un módulo de 1000 mW de la marca EWRF, el cual incorpora tanto la cámara de vídeo como el transmisor de imagen. Este componente emite a 5.8 GHz, dispone de hasta 48 canales y tiene un consumo aproximado de potencia de 0.4 Wh. Además, tiene un precio reducido menor a los 40€. En cuanto al rango, puede variar en función de las condiciones de operación, pero el máximo se puede establecer entre los 3 y 4 km.

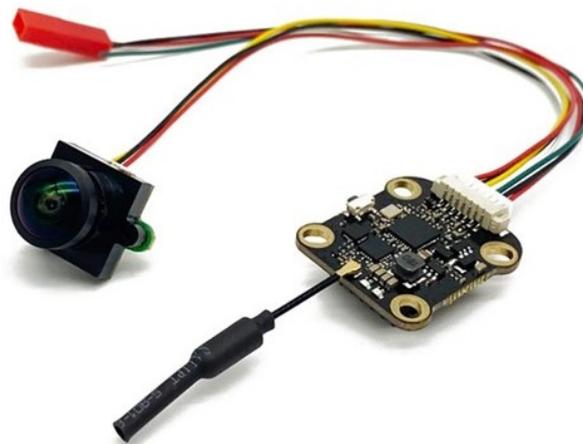


Figura 5.7.1: Módulo de transmisión FPV

En cuanto al receptor de imagen no se van a dar muchos detalles, pues al ser independiente de la aeronave, se puede emplear cualquiera que sea compatible con transmisión analógica y emplee la misma frecuencia que el módulo anteriormente descrito.

5.8. Motor y hélice

Al igual que ocurre con los paneles solares, el motor es una pieza clave de la aeronave, pues se encarga de propulsarla y mantenerla en el aire. Habitualmente es complejo encontrar el conjunto motor-hélice que se acopla a la perfección a las necesidades del UAV, pues existen una enorme variedad de modelos. Es por esta razón que se decidió acudir a miembros del anteriormente mencionado equipo Xtra2, para recibir consejos acerca de como llevar a cabo la elección. Dado que el SW-1 posee dimensiones muy similares a algunos modelos realizados por este equipo, rápidamente su recomendación fue escoger un motor de 1200 KV o similar. Además, se resaltó la importancia de tener en cuenta el voltaje para el cual estaba recomendado dicho motor, así como comprobar que era capaz de entregar el empuje deseado con la potencia disponible. Tras consultar todas las opciones posibles, y teniendo en consideración otros aspectos tales como económicos o másicos, finalmente se decidió utilizar un motor DYS 2830 1300kV.



Figura 5.8.1: Motor DYS 2830

La principal razón de escoger este motor fue el conocimiento de sus prestaciones, pues existen canales de *Youtube* como el de Montis que se dedican a ensayar este tipo de elementos y mostrar los resultados obtenidos [12]. De esta forma, se puede saber que con la hélice adecuada este motor llega a desarrollar hasta 300 gramos de empuje (algo menos de 3N) en condiciones estacionarias, con un consumo de potencia inferior a los 50W. Tal como se aprecia en la posterior Sección 7.3, con este empuje es más que suficiente para poder mantener el vuelo, e incluso maniobrar o ascender.

Respecto a la hélice, otra parte importante del sistema propulsor de la aeronave, se escogió el modelo 9x6 del fabricante SparkHobby. La principal razón de esto es que se trata de una hélice plegable, lo cual es totalmente necesario en la aeronave de diseño, pues al no contar con tren de aterrizaje, debe deslizar por el suelo hasta detenerse. Por esta razón, una hélice rígida se partiría. Además, en caso de fallo motor, reduce la resistencia total y aumenta la distancia de planeo. La hélice seleccionada posee un diámetro de 9 in (casi 23 cm) y un paso de 6 in (15 cm). Además de por ser plegable, la hélice se ha escogido en base a los ensayos anteriormente mencionados, pues ha sido la configuración más eficiente de las estudiadas. No obstante, se deberá ensayar antes de

instalarla en la aeronave, para verificar que las prestaciones que proporciona son las adecuadas. Para la cabeza cónica, se escoge la que se suministra por defecto junto a las palas.



Figura 5.8.2: Hélice SparkHobby 9x6

5.9. Batería

La batería es posiblemente el principal componente electrónico de una aeronave no tripulada. Sin ella, el resto de sistemas no pueden funcionar, y por tanto no se tiene una aeronave sino un planeador inerte. Aunque la aeronave cuenta con una fuente primaria de potencia que son los paneles solares, éstos funcionan de forma independiente al sistema de control de la misma, para que ante un fallo de generación no se produzca una situación crítica que pueda dar lugar a la destrucción total del UAV. Por tanto, es fundamental asegurar que la capacidad de la misma será suficiente para alimentar todos los sub-sistemas durante el tiempo que se requiere. En la actualidad hay una enorme variedad de rangos de capacidad de baterías, por lo cual es fundamental dimensionarla de forma correcta. Para esto, se va a estimar el consumo medio de cada uno de los elementos internos, y sabiendo la autonomía deseada, se va a obtener la capacidad necesaria. De esta forma, y considerando todos los elementos y sistemas que extraen energía de la batería:

Elemento	Consumo medio (Wh)	Cantidad	Consumo total (Wh)
Servomotor	1.45	5	7.25
Receptor	0.9	1	0.9
Emisora FPV	0.4	1	0.4
Consumo total	8.55		

Cuadro 5.9.1: Consumo eléctrico de los componentes instalados

Antes de pasar a elegir la batería, es importante comentar las razones que han llevado a elegir una LiPo de 11.1V nominales y no una batería del tipo Ni-MH de 4.8V. Aunque ambos tipos poseen una densidad energética similar, lo cierto es que la variedad de modelos disponibles es mucho superior en las LiPo. Además, y aunque en esta versión de la aeronave no se ha considerado, lo cierto es que una mejora que se desea implementar es la posibilidad de conmutar la batería al circuito de potencia del motor. De esta forma, en casos donde se pierde la fuente de potencia principal (se atraviesa una nube o se dañan los paneles solares) se puede seguir con el vuelo sin mayores problemas, y llevar al UAV hasta un lugar seguro para aterrizar. Aunque esto puede no suponer un problema, lo cierto es que condiciona el tipo de baterías que se pueden incorporar, pues las de menor voltaje (Ni-MH) únicamente poseen una tasa de descarga máxima cercana a los 4A. De esta forma, pueden emitir hasta 20W cada una antes de empezar a calentarse excesivamente. Dado que la aeronave requiere de entorno a 15W de potencia continua para mantenerse en el aire de forma estacionaria, en caso de utilizar este tipo de baterías se limitaría significativamente la capacidad de maniobra del UAV. Por tanto, se sacrifica algo de peso y espacio por la necesidad de incorporar el conversor de 12V a 5V (5.6), pero a cambio se gana en seguridad y redundancia.

A la vista del consumo medio por hora, y dado que se apunta a una autonomía de entorno a 4 horas, se establece que la capacidad mínima de la batería debe ser de 3100 mAh. Tras valorar todas las opciones disponibles en el mercado, se decide utilizar una LiPo de 3 celdas de la marca Hawk's Work. Esta batería tiene unas dimensiones de 25x43x138 mm, y una capacidad de 4200 mAh. En realidad esta capacidad es superior a la requerida por los sistemas, por lo cual puede ser útil para alargar la autonomía hasta las 5 horas y media en función de las condiciones atmosféricas y de vuelo (con vientos tranquilos y sin actuar excesivamente sobre la posición de los controles). Además, permite añadir elementos extra, siempre que su consumo total de potencia sea menor a los 3.1 Wh. De lo contrario, será necesario conectarlos a la salida del ESC del motor.



Figura 5.9.1: Batería marca Hawk's Work de 4200 mAh y 3 celdas

La batería, además de limitar a la aeronave por la cantidad de potencia que puede suministrar, también condiciona las dimensiones del fuselaje y el peso total en vacío. Es por esto que no se debe poner una excesivamente grande ni excesivamente pequeña, para así evitar afectar negativamente a las prestaciones del UAV.

Cabe mencionar que la información relativa al consumo de potencia de los servomotores presente en la tabla 5.9.1 ha sido extraída del estudio realizado por el youtuber “RagTheNutsOff”

en el año 2018. [4]

5.10. Esquema eléctrico

Ahora que ya se conocen todos los elementos del sistema eléctrico, se va a proceder a mostrar como se deben conectar una vez situados en el avión. Para esto, se ha elaborado el siguiente esquema:

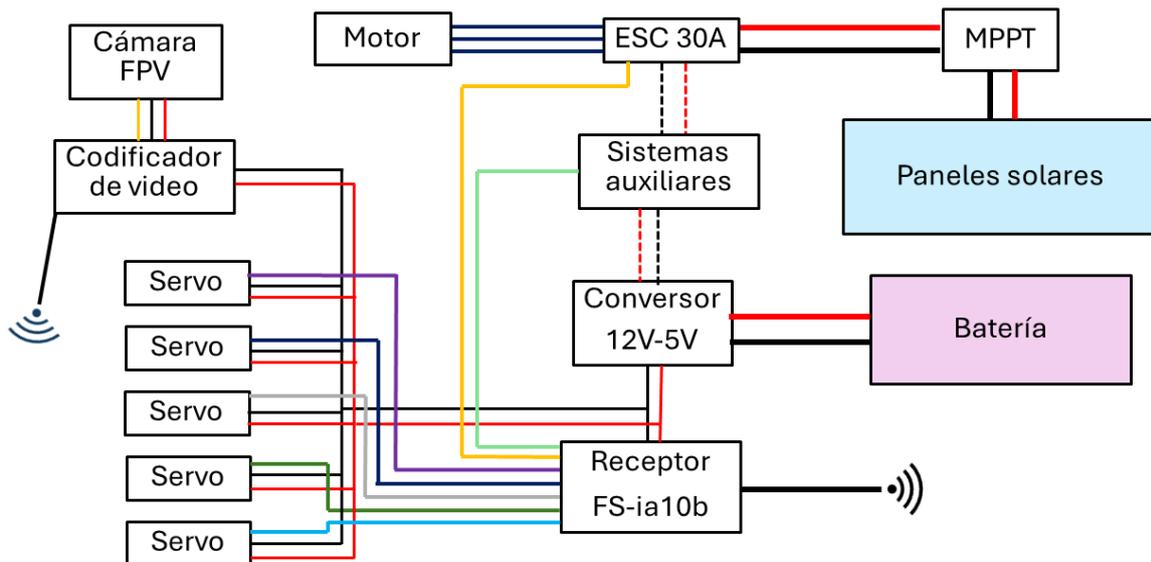


Figura 5.10.1: Esquema básico de todos los componentes electrónicos

Aunque en el esquema los elementos están conectados al positivo y negativo que sale del convertidor, también existe la posibilidad de conectarlos directamente al receptor, pues este también ejerce la función de distribuidor de potencia. Cabe mencionar que el amperaje máximo del receptor es de 2A, por lo cual es importante tener en consideración el consumo de cada uno de los elementos que se conectan a él.

En lo que respecta a los sistemas auxiliares, y tal como se ha comentado anteriormente, pueden conectarse tanto a la salida de 5V del ESC como al convertidor de 12V a 5V. Esto dependerá de las exigencias energéticas de estos componentes, así como la autonomía deseada o las condiciones climáticas de vuelo. En casos donde el suministro deba ser continuo y estable sean cuales sean las condiciones de vuelo, se deberán conectar obligatoriamente a la batería, por lo cual la autonomía total del UAV puede verse reducida. Además, quedan disponibles 4 salidas de control del receptor para estos sistemas o sensores.

Tomando en consideración todos los elementos del sistema mencionados anteriormente, y añadiendo un extra para el cableado y los conectores que sean necesarios, el peso total del sistema eléctrico se puede situar en 602 gramos. Por tanto, el sistema electrónico supone aproximadamente el 26% del peso de la aeronave en vacío sin considerar los paneles solares. Si se toman en consideración, el peso se eleva hasta los 840 gramos

Capítulo 6

Diseño del fuselaje

Tras conocer la electrónica que se desea embarcar en la aeronave, ya se puede pasar a realizar el diseño del fuselaje. Esta es una de las partes más importantes del UAV, pues desempeña multitud de funciones: mantiene la integridad estructural de la aeronave, almacena y protege los elementos de la electrónica, incorpora los actuadores para el control, etc. Por tanto, su diseño se debe realizar teniendo en cuenta los requerimientos a los que se somete.

En primer lugar, es fundamental asegurar que el fuselaje será capaz de soportar los esfuerzos mecánicos que se deriven de sus condiciones de vuelo. Por tanto, se decide emplear el material compuesto de carbono como elemento constructivo del mismo. Esto se debe a sus buenas cualidades mecánicas y a su bajo peso. Además, se plantea utilizar elementos longitudinales tales como varillas (similares a las empleadas en el ala) para rigidizar la estructura y mejorar su resistencia mecánica.

En lo que respecta a la forma, se opta por un diseño algo tradicional, similar a lo que se puede apreciar en la figura 2.1.2: una zona frontal de mayor diámetro donde albergar los principales elementos tales como baterías, receptora, sensores y controladora de vuelo; y una sección trasera hacia la cola de menor sección, para reducir la superficie mojada, y con eso la resistencia aerodinámica. No obstante, una peculiaridad que se añade es la presencia de una bahía trasera cerca de la cola, de mayor sección y forma similar a un cuerpo fuselado, donde se introducen los tres servomotores de control de los estabilizadores. De esta forma, al estar integrados en el fuselaje, no contribuyen a la resistencia aerodinámica, y además están más protegidos que en caso de situarse en el exterior.

Por último, uno de los requerimientos fundamentales que se han tenido en cuenta a la hora de realizar el diseño de la aeronave es la modularidad. Para el caso del fuselaje también se ha considerado, pues se ha decidido dividir este elemento en cuatro secciones: la frontal, que abarca desde el morro hasta cerca del encastrado alar, y que aloja tanto la electrónica como el motor y la hélice; una intermedia, más reforzada, que mantiene unida al ala con el resto de elementos; una posterior, que actúa como unión-separación entre el ala y los estabilizadores; la final, que incorpora tanto a los estabilizadores como a la bahía de servomotores. De esta forma, además de facilitar tanto el transporte como la fabricación de cada parte, permite que sean intercambiables, lo cual favorece el mantenimiento y las posibles reparaciones.

Por tanto, el proceso de diseño va a ser el siguiente: se empezará concibiendo la parte

frontal en base a las dimensiones de la electrónica, para luego dar lugar al resto del cuerpo. Posteriormente se pasará a comprobar que las dimensiones son adecuadas (estimando el peso y comprobando que la posición del punto neutro queda por detrás del centro de gravedad), para empezar con el diseño de los elementos de unión y soportes para componentes. Finalmente se diseñarán los moldes con los que fabricar cada una de las secciones, que posteriormente se unirán para dar lugar al cuerpo final del fuselaje.

6.1. Bahía de componentes electrónicos

Es fundamental, para poder dimensionar esta sección, conocer todas las dimensiones de los componentes electrónicos que se van a incorporar. En concreto, el elemento de mayor tamaño es la batería, con unas dimensiones de 137x43x23 mm. Por esta razón, se escoge una forma elíptica para la sección transversal del fuselaje. Esta sección tiene unas dimensiones de 56x44 mm, algo superiores al límite establecido por la batería. La principal razón de escoger una superficie frontal mínima es la resistencia y el peso, ya que a mayor cantidad de material mayor es el peso, y dado que el área mojada crece también lo hace la resistencia. Esto cobra especial importancia a bajas velocidades, pues para el rango de velocidades de vuelo de la aeronave, la resistencia por fricción es una componente sustancial de la total.

A continuación, se modelan con ayuda del programa los diferentes componentes que deben introducirse en esta sección, tales como ESC, controladora y la propia batería. Además, se crea una sollevación en la parte frontal, para ajustarse al diámetro del motor en la punta delantera. La sección elíptica se extruye 385 mm hacia atrás, de forma que queda espacio vacío por si se desearan incluir sensores o componentes extra. El volumen total de esta sección libre es de entorno a 1000 cm³, y la distribución interna (a falta de incluir anclajes y soportes) se puede observar en la figura 6.1.1:

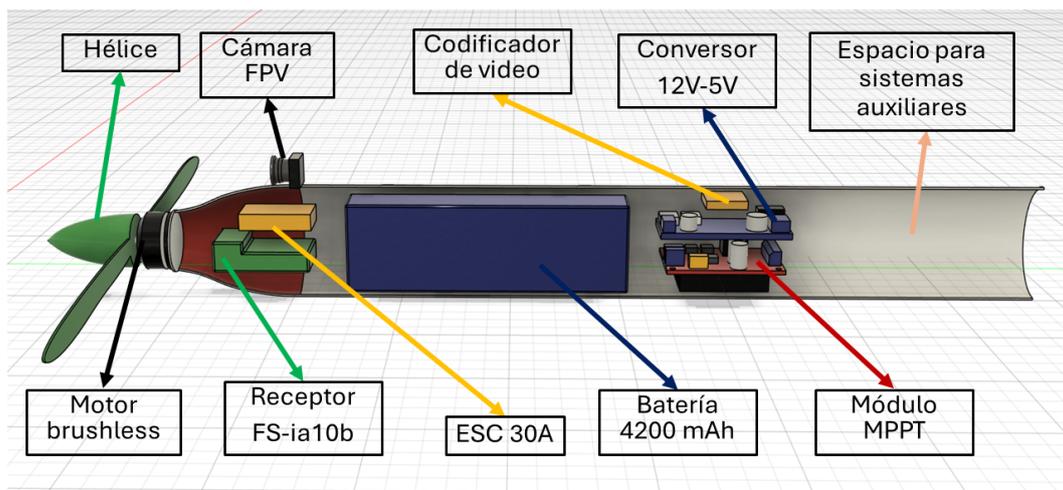


Figura 6.1.1: Organización interna de la bahía de electrónica

Esta sección es completamente independiente del resto del fuselaje, y se puede acceder al interior tanto extrayéndola al completo como quitando únicamente la sección frontal. De esta

forma, se facilita el acceso a los componentes internos, ya que la batería, ESC y controladora van unidos al mismo soporte y se extraen en bloque.

Esta parte del fuselaje, al igual que el resto, se fabrica mediante el laminado de material compuesto. Cuenta con un grosor de entorno a 1 mm (el equivalente a unas 3 capas con un tejido de 160g/m²) y se fabrica empleando un molde en negativo, sobre el que se lamina la fibra. Además, se crean dos mitades simétricas, que se unen posteriormente para dar lugar a la forma final.

6.2. Encastre alar

El encastre alar es la sección del fuselaje que mayores esfuerzos mecánicos soporta, pues une el ala con el resto de elementos. Es por esto que debe ser extremadamente resistente, para evitar un fallo en mitad del vuelo. Su diseño exterior es bastante simple, pues nace de unir parte de la continuación del ala con una geometría adaptativa, cuya finalidad es pasar suavemente de la sección de electrónica al fuselaje trasero. No obstante, y aunque se va a fabricar de igual forma que el resto de secciones, en este caso hay una peculiaridad: además del tejido de carbono en formato Sarga, se van a disponer una serie de hilos longitudinales en forma de cruz, para de esa forma hacer una especie de estructura semimonocasco en fibra de carbono.

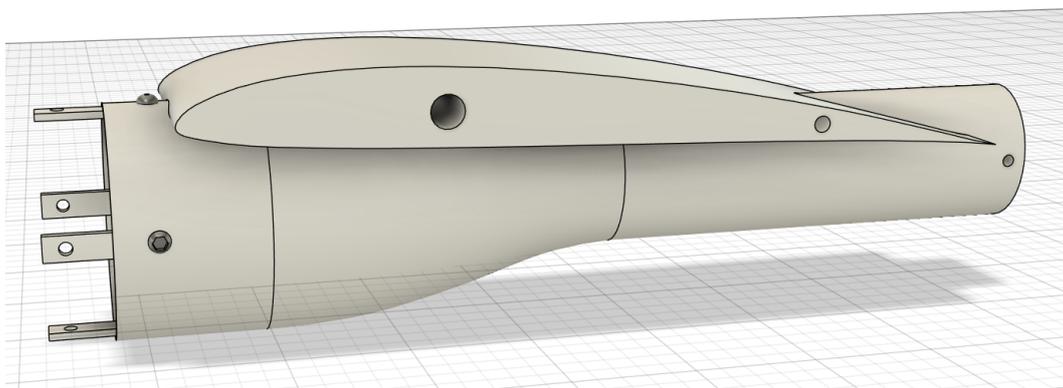


Figura 6.2.1: Sección del fuselaje del encastre alar

En la figura anterior se pueden apreciar, en la parte delantera, las piezas fabricadas con impresión 3D que unen las diferentes secciones; mientras que en la parte de detrás están los agujeros en los que encajan. Estas piezas son intercambiables, de forma que si se daña una se puede sustituir rápidamente por otra, sin necesidad de cambiar la sección del fuselaje al completo.

6.3. Bayoneta de unión con la cola

Esta tercera parte del fuselaje, al igual que la primera, es muy simple, pues se trata de una geometría elíptica extruida. No obstante, cuenta con la peculiaridad de tener unas varillas longitudinales de fibra de carbono (de 2mm de grosor) a lo largo de toda su longitud. La razón principal de incluir estas varillas recae en los esfuerzos que debe soportar esta geometría. Cuando

se actúa sobre los controles, se genera un momento, que se transmite a través de esta especie de bayoneta. Por esta razón, los refuerzos son fundamentales para asegurar la rigidez y la resistencia de la pieza.

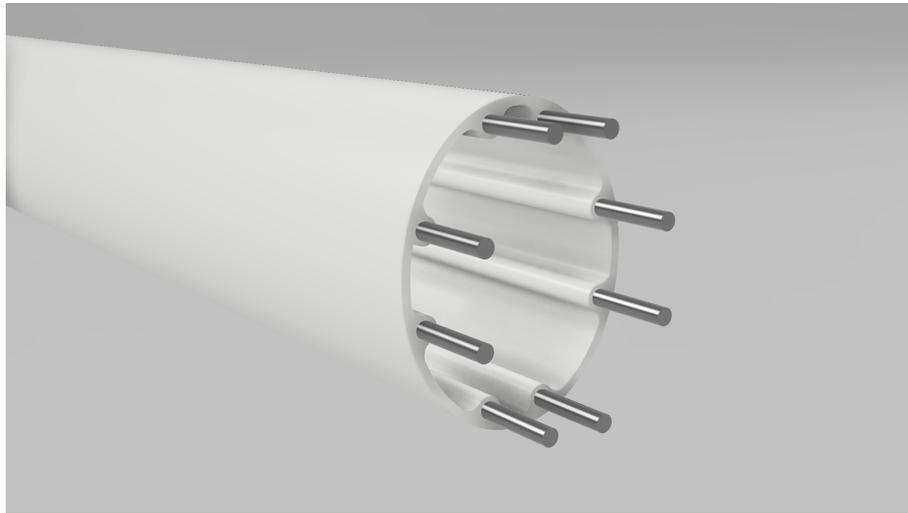


Figura 6.3.1: Vista en detalle de la estructura de la bayoneta

6.4. Sección de cola

Esta última parte del fuselaje cumple una misión muy importante, pues alberga tanto los servo motores que controlan las superficies de control traseras como los contrapesos que se añaden para ajustar el centro de gravedad. Dado que la geometría de la bayoneta es demasiado pequeña como para albergar estos componentes, se crea una sección de mayores dimensiones para poder situar cada uno de los elementos necesarios.

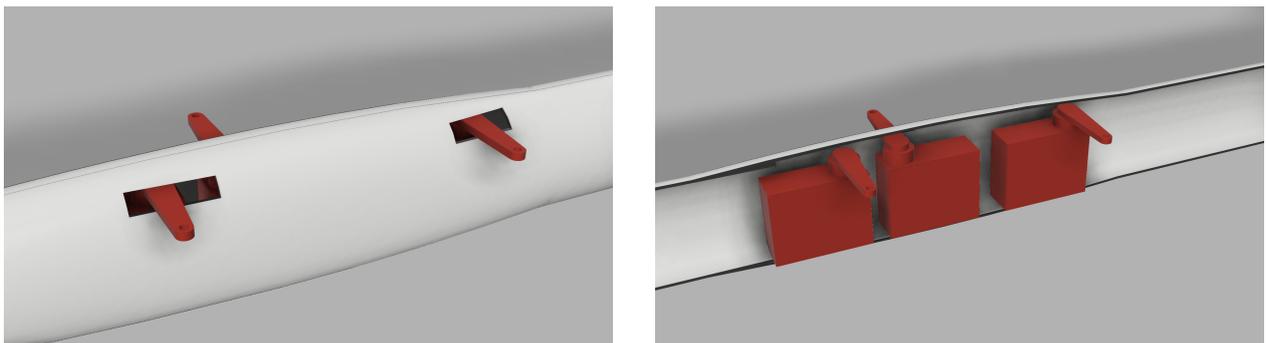


Figura 6.4.1: Vista interior y exterior de la sección de los servos

En la figura faltaría incluir los soportes para los servomotores, así como el cableado y las varillas que los unen con las superficies móviles. Destacar como hay unas pequeñas aberturas en el fuselaje para que puedan salir los brazos de estos actuadores. El primero de los tres (empezando por la izquierda) es el que mueve el timón vertical, y los siguientes dos los timones horizontales. En la figura [6.4.2](#) se puede apreciar su posición respecto a los estabilizadores y al resto del fuselaje.

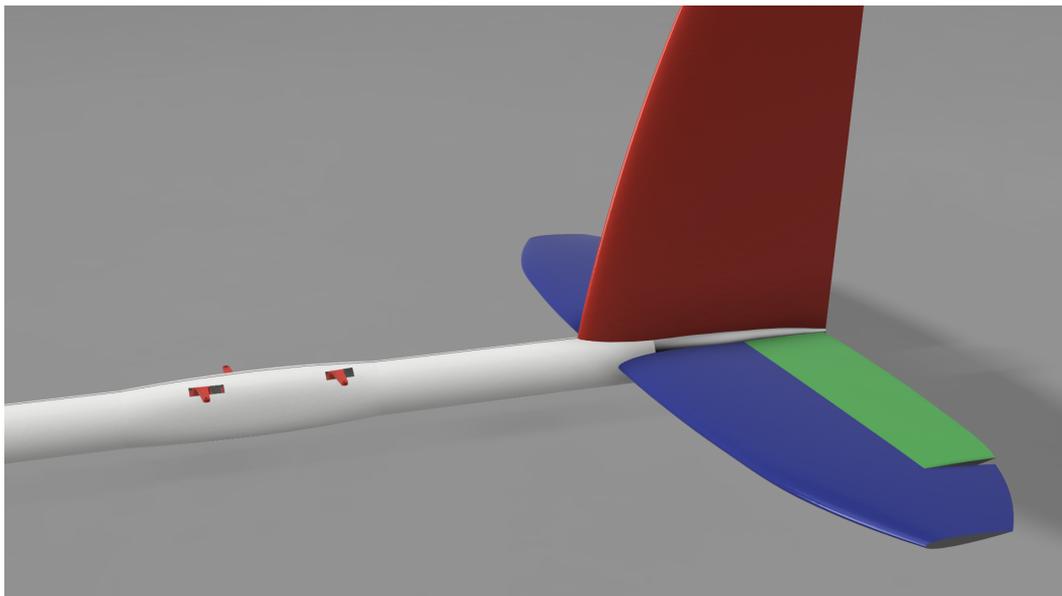


Figura 6.4.2: Posición relativa entre los servomotores y los estabilizadores

6.5. Resultado final

Tras unir cada una de las diferentes piezas que componen al fuselaje e incluir los elementos que se ubican en el interior, el resultado final es el siguiente:

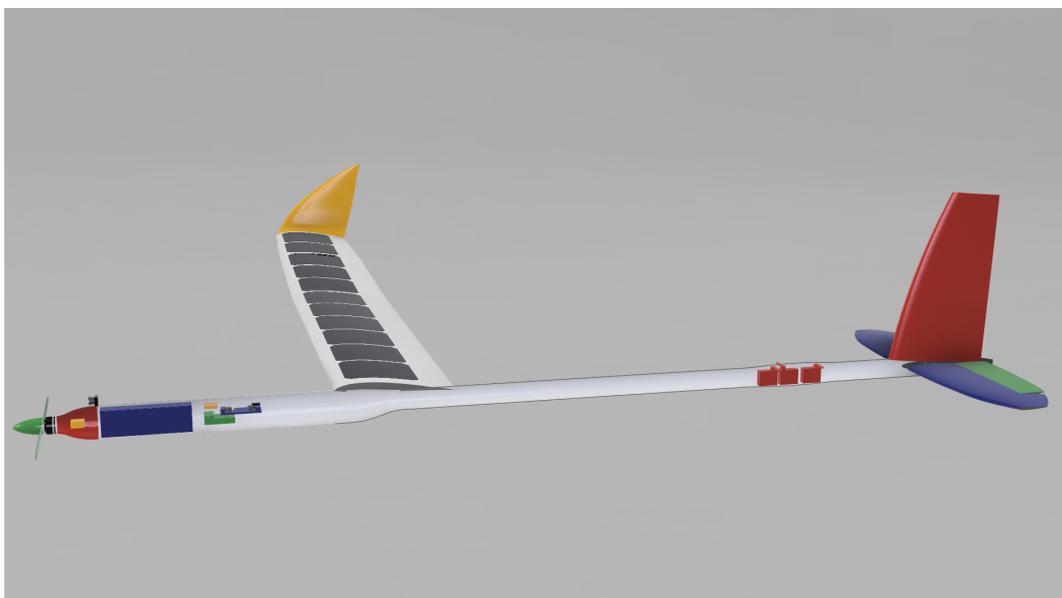


Figura 6.5.1: Resultado final del fuselaje

Una vez se conoce la forma de cada uno de los elementos que componen la aeronave, se pueden unir para dar lugar a la geometría final. Notar como en las siguientes figuras se han incluido todos los componentes que conforman la aeronave. Un detalle curioso es lo pequeña que parece la hélice en comparación a la aeronave, a pesar de que tiene un diámetro de 25 centímetros. Además, se ha pintado la superficie exterior del ala de blanco, pues es uno de los

colores más comunes empleados en aviación, y además evita parte del esfuerzo térmico causado por la incidencia de los rayos del sol sobre la superficie

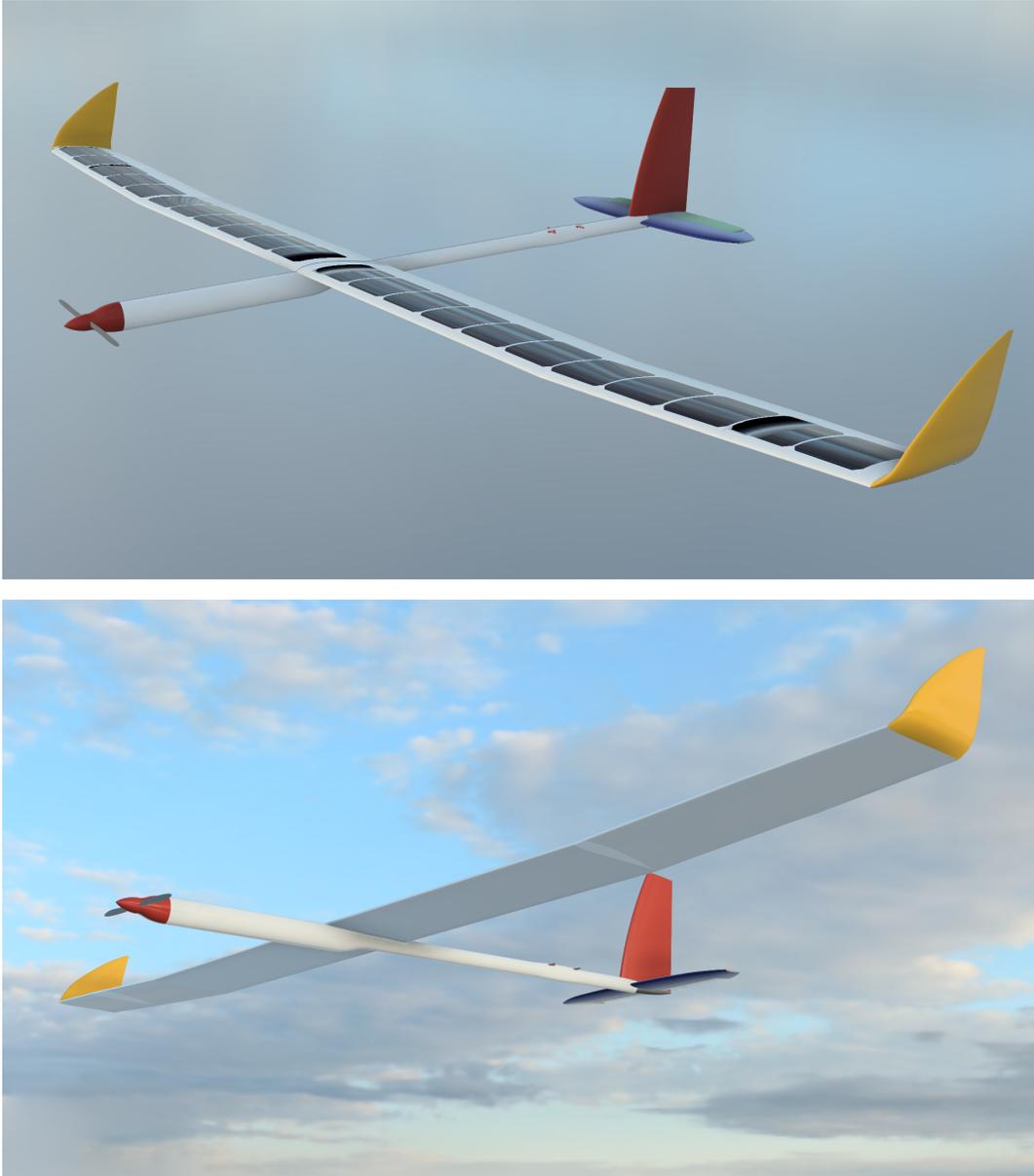


Figura 6.5.2: Renderizado final de la aeronave completa

Capítulo 7

Curva polar de la aeronave

Llegado a este punto, ya se conoce de forma definitiva el diseño y la forma de cada uno de los elementos que componen la aeronave. Por tanto, ya se puede introducir la geometría en el software de elementos finitos, y calcular la curva polar. Esta gráfica o modelo aerodinámico es fundamental para conocer las prestaciones del UAV, pues permite tanto conocer las limitaciones (velocidad de entrada en pérdida, ángulo de ataque crítico) como predecir el desempeño global en vuelo. En este caso, se va a describir con mayor detalle el proceso empleado para llegar a la solución que se puede apreciar en la gráfica [7.3.1](#)

7.1. Preparación del cálculo

Para empezar, es fundamental tener el modelo 3D de la aeronave. Esto se ha conseguido, de forma similar al resto de diseños realizados, empleando Fusion 360. Uniendo las partes ya definidas (fuselaje, ala, estabilizadores), se ha creado una media mitad del avión. Cabe mencionar que no se han incluido los elementos que pueden sobresalir de la superficie, tales como varillas que unen servos y alerones, o antenas de transmisión de vídeo. Además, este modelo debe estar formado por una sola pieza, para facilitar las operaciones posteriores. Por otro lado, y haciendo uso del modelo obtenido en el apartado [4.4.1](#), se ha colocado el estabilizador horizontal en su posición necesaria para conseguir cada ángulo de ataque. De esta forma, los resultados obtenidos son más realistas

También es importante destacar que, a lo largo del proceso de cálculo, se han encontrado algunos problemas de compatibilidad entre los programas, tales como caras no reconocidas correctamente o puntos libres en el dominio. Por esta razón, resulta recomendable tratar de simplificar al geometría al máximo posible, y tratar de emplear operaciones simples (como extrusiones frente a solevaciones). Además, resulta altamente recomendable realizar todo el diseño desde cero, para de esta forma evitar confusiones al importar partes de diseños anteriores.

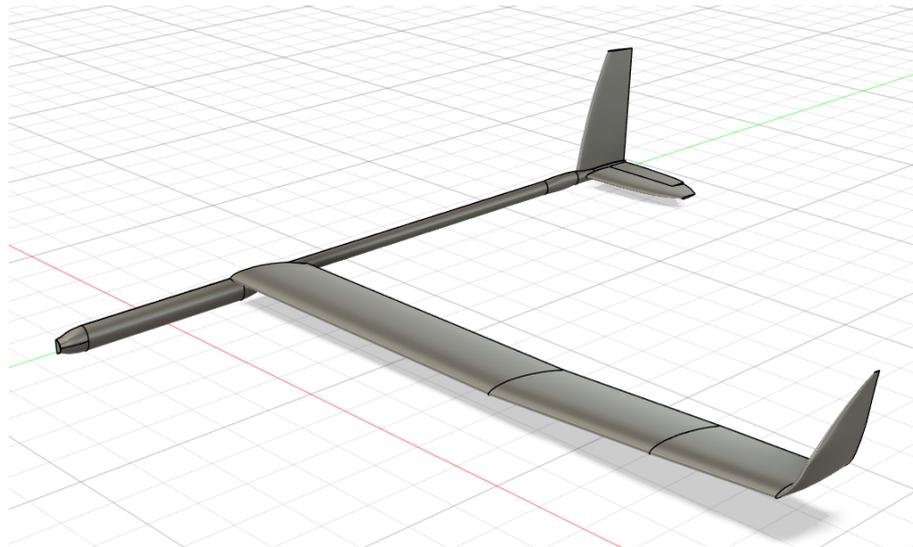


Figura 7.1.1: *Mitad izquierda de la aeronave*

A continuación, se ha generado un cuerpo rectangular, correspondiente al dominio de simulación. Mediante una operación del tipo “Dividir cuerpo”, se ha vaciado la forma de la aeronave en esta geometría, quedando un molde tipo negativo. De esta forma, se ha conseguido obtener el modelo para posteriormente poder simularlo. Dado que se quiere obtener la polar completa, se ha repetido esto múltiples veces, cambiando el ángulo de ataque de la aeronave respecto a la horizontal.

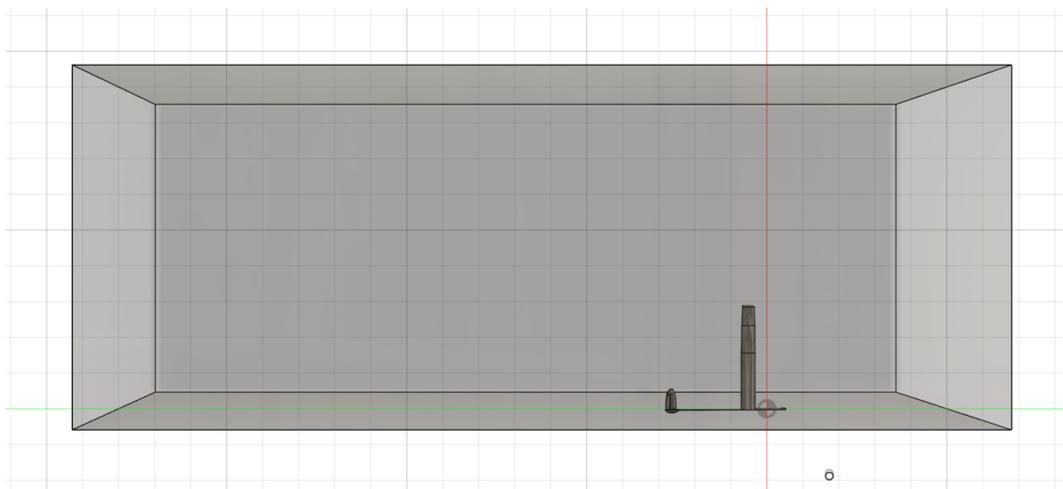


Figura 7.1.2: *Molde en negativo de la aeronave y dominio computacional*

El siguiente paso es la preparación del estudio CFD. Para esto, partimos de un caso ya configurado anteriormente (modelos matemáticos y físicos ya establecidos), y borramos tanto el modelo como la solución previa. A continuación, mediante la opción de “Importar”, importamos el modelo creado en formato .step. Una vez ya se tiene la geometría, el siguiente paso es dividir la superficie. El programa asigna por defecto una única cara a toda la geometría, por lo cual posteriormente se debe manipular para asignar superficies diferentes a todas las partes: entrada/salida, paredes, plano de simetría, etc.

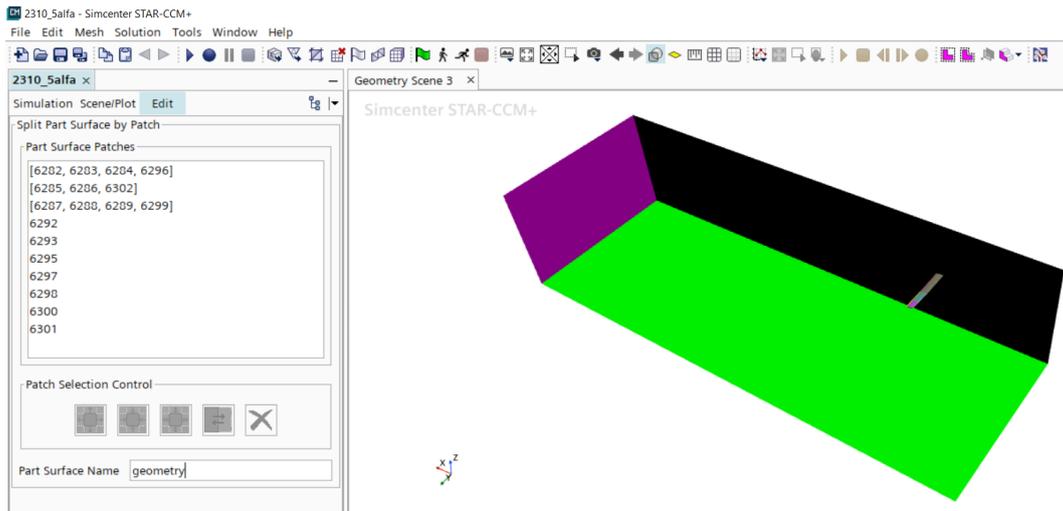


Figura 7.1.3: Herramienta de división de superficies del programa Star CCM+

A continuación se crea una nueva región a partir de todas las superficies establecidas. De esta forma, se identifican cada una de ellas según su tipología, y se fijan las condiciones de contorno: simetrías, velocidades de entrada, presiones de salida, etc.

Una vez ya se tiene configurada la región de cálculo, el siguiente paso es crear la malla. Para esto, se emplean los siguientes parámetros clave

Tamaño base (cm)	10
Tamaño mínimo (cm)	0.2
Ratio de crecimiento superficial	1.15
Número de capas prismáticas	20
Espesor total capa prismática (cm)	0.9
Ratio de crecimiento en la capa límite	1.3
Control de tamaño superficial	Sobre el modelo
Tamaño objetivo superficial (cm)	0.15

Cuadro 7.1.1: Parametrización de la malla

Tras ejecutar la operación, se crea una malla con un total de 4.4 millones de celdas aproximadamente. El resultado se puede observar en la siguiente figura:

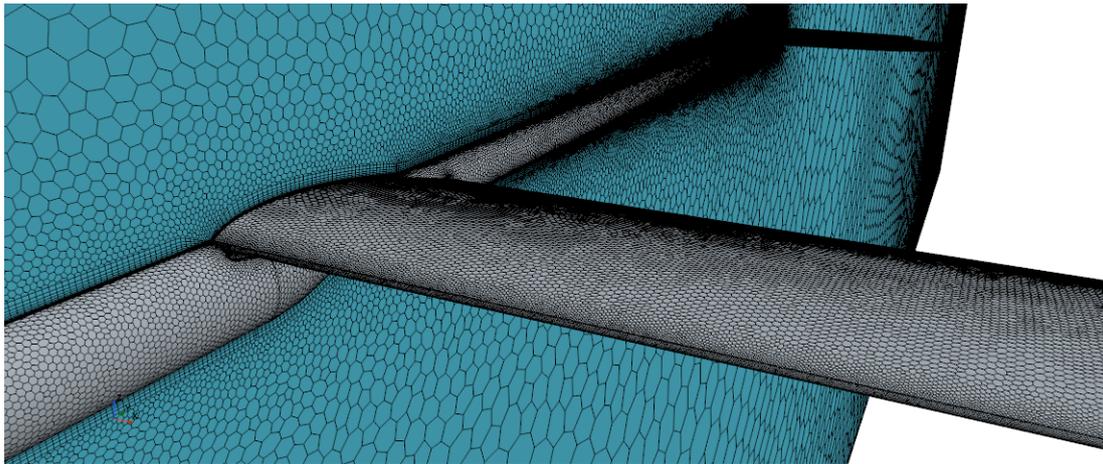


Figura 7.1.4: Vista del mallado cerca del encastre alar

Tras obtener la malla, el último paso antes de lanzar el estudio es definir los parámetros a cuantificar. En este caso, se deciden crear *reports* para los coeficientes adimensionales y la eficiencia aerodinámica, pues son los tres parámetros principales que se van a calcular. Finalmente, solo queda lanzar el cálculo y comprobar que se llega a una solución convergida.

No obstante, no es suficiente con asegurar que el cálculo converge, sino que es necesario comprobar que los resultados no dependen del tamaño de la malla seleccionada. Por esta razón, se ejecutan dos estudios más, uno con 2.47 millones celdas, y el otro con 7.92 millones de celdas. De esta forma, se comprueban los resultados obtenidos con los tres estudios, a fin de dar por válida la simulación.

	Caso 1	Caso 2	Caso 3
Celdas totales (millones)	2.47	4.39	7.92
C_L	0.3972	0.3965	0.3963
C_D	0.02531	0.02514	0.02499
EA	15.69	15.77	15.85
Variación EA (%)	-	0.5	0.55

Cuadro 7.1.2: Comprobación de la independencia de malla

A la vista que los resultados varían entorno al 0.5% en las dos últimas configuraciones de malla seleccionadas, se decide escoger la intermedia, pues es algo más fiable que la más simple, y tarda menos en calcularse frente a la más compleja. Llegados a este punto, se lanzan todos los casos preparados (para cada valor de ángulo de ataque) con esta misma configuración, y se agrupan los resultados, con el fin de obtener la curva polar.

Un detalle importante a mencionar es que esta comparación se ha realizado para más casos de estudio, incluyendo 0°, 6° y 12°. En todos ellos se cumple la independencia de malla considerada.

7.2. Estimación del peso total

Antes de calcular mediante software CFD, es necesario conocer el peso de la aeronave, pues la sustentación que se deberá obtener debe ser igual. Por esta razón, y de forma aproximada, se va a estimar el peso de cada uno de los elementos integrados en la aeronave. A continuación se puede encontrar un resumen con esta información. Es importante mencionar que las estimaciones acerca del peso del material compuesto se han realizado suponiendo que cada capa del mismo corresponde con un espesor de 0.25 mm, y que la densidad del producto finalizado es de 1.25 g/cm².

Elemento	Peso unitario (g)	Cantidad
Batería	330	1
Receptor/Controladora	19	1
Celdas solares	9	22
Servomotores	12	5
Hélice	15	1
Adaptador	20	1
Motor	52	1
MPPT	47	1
Conversor 12V a 5V	45	1
ESC	10	1
Sistema FPV	23	1
Cableado	50	-
Peso total (gramos)	869	

Cuadro 7.2.1: *Peso total de los componentes electrónicos*

Elemento	Cantidad	Peso total
Tubos \varnothing 8mm (m)	2.68	93.8
Tubos \varnothing 6mm (m)	4.92	103.3
Tubos \varnothing 4mm (m)	1.21	24.2
Varillas \varnothing 3mm (m)	2.13	23.4
Paneles de fibra de carbono (m ²)	15	340
Costillas	73	185
Oracover (m ²)	0.86	90.8
Pegamento epoxi	-	15
Puntas alares (<i>Wing Tips</i>)	-	90
Extras	-	50
Peso total (gramos)	1015.5	

Cuadro 7.2.2: *Peso total de los materiales del ala y estabilizadores*

Elemento	Cantidad	Peso total
Varillas \varnothing 2mm (m)	6.24	31.2
Fibra de carbono (m2)	0.291	258.33
Soportes para la electrónica	-	35
Extras	-	40
Peso total (gramos)	364.53	

Cuadro 7.2.3: *Peso total de los materiales del fuselaje*

Finalmente, si se agrupan todos los valores anteriores, se obtiene que la masa total de la aeronave sin carga de pago es de 2250 gramos aproximadamente. Se puede observar como, además del peso de todos los elementos considerados, se han añadido extras, pues hay pequeñas piezas (alambres que unen los servomotores con las superficies de control, uniones entre partes del fuselaje, etc) que no se han incluido en el cómputo global.

La principal razón para haber tomado este peso y no el máximo al despegue se debe al comportamiento del coeficiente de resistencia con la velocidad de vuelo. En caso de haber considerado un peso mayor, la velocidad que se debería haber considerado para cada uno de los valores de ángulo de ataque debería haber sido mayor. Esto hubiera dado lugar a un mayor Reynolds sobre la superficie, y por tanto la resistencia total se habría reducido. Por esta razón, se decide tomar el caso más restrictivo en cuanto a eficiencia, es decir, el vuelo sin carga de pago.

7.3. Resultados

Con el fin de obtener los resultados más realistas posibles, se ha ensayado la aeronave en un amplio rango de ángulos de ataque. En todos los casos se ha configurado la velocidad de forma que la sustentación obtenida es similar al peso del UAV. De esta forma, la polar es más realista, pues el coeficiente de resistencia depende de la velocidad en Reynolds bajos. No obstante, para el caso de la aeronave con una mayor masa (por ejemplo llevando instrumentos a bordo), seguirían siendo válidos los valores obtenidos, pues la diferencia de peso no sería significativa.

Tras agrupar y representar los resultados obtenidos con el software, se obtiene la curva polar de la aeronave. Es fundamental indicar que el ángulo de ataque indicado es el total del ala. Esto significa que el ángulo de ataque de la aeronave es 4° menor.

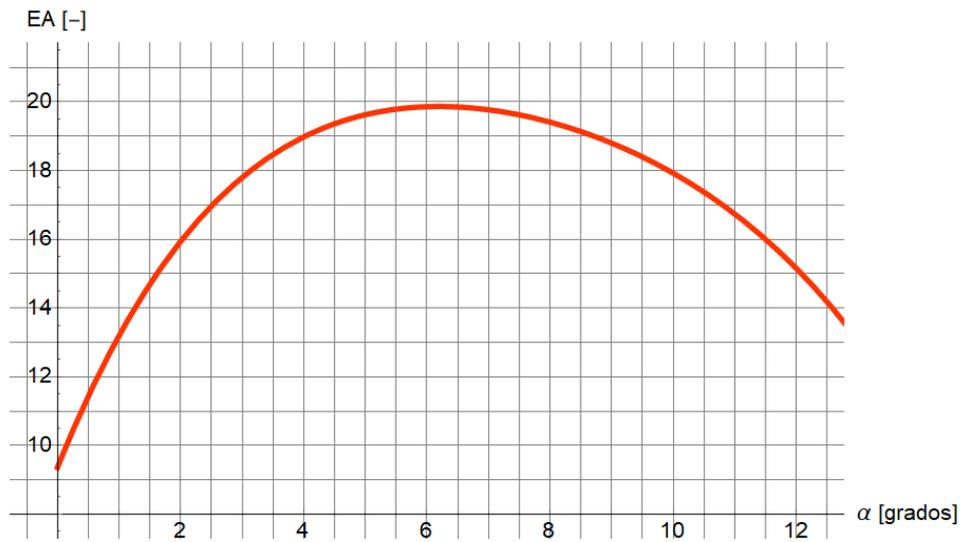


Figura 7.3.1: Eficiencia aerodinámica vs ángulo de ataque

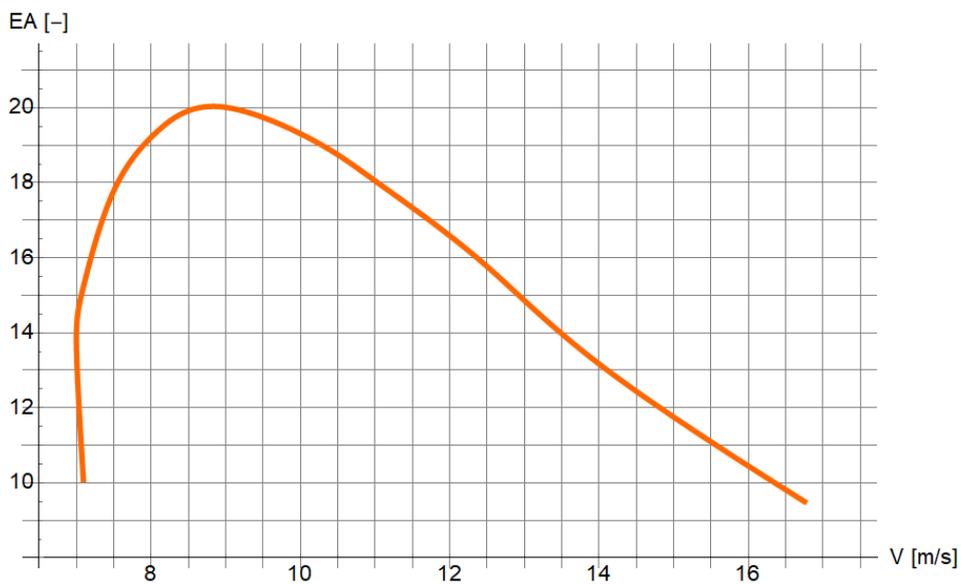
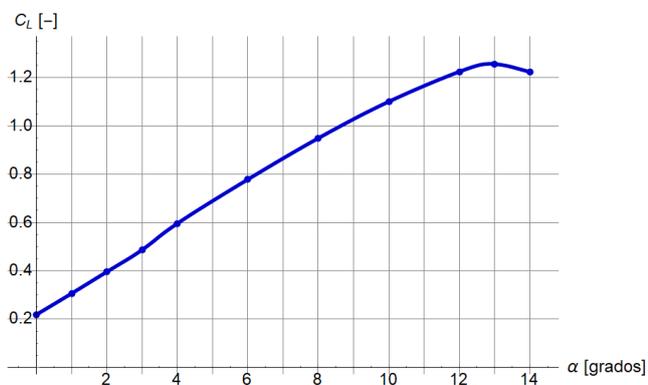
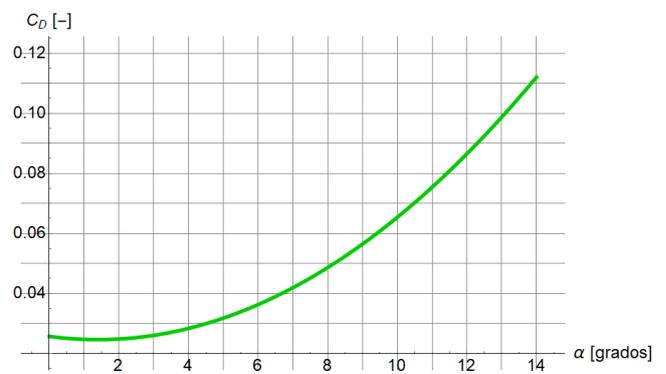


Figura 7.3.2: Eficiencia aerodinámica vs velocidad de vuelo



((a)) Coeficiente de sustentación



((b)) Coeficiente de resistencia

Figura 7.3.3: Evolución de los coeficientes aerodinámicos con el ángulo de ataque

A la vista de la figura 7.3.1, se puede concluir que la aeronave tiene una gran eficiencia aerodinámica, especialmente si se compara con planeadores de competición (pues sus valores máximos suelen estar entre 20 y 30). Por tanto, es acertado afirmar que el diseño de esta aeronave no tripulada cumple con las expectativas en cuanto a eficiencia aerodinámica.

Se puede apreciar, en la curva del coeficiente de sustentación vs el ángulo de ataque, como hay un cambio de pendiente a los 4° aproximadamente. Esto viene condicionado por el ángulo de ataque geométrico del ala, pues por debajo de este valor, el estabilizador horizontal y el fuselaje contribuyen a la sustentación de forma negativa. En cambio para valores superiores, la fuerza ejercida por estos elementos es positiva, lo cual hace que el coeficiente sea mayor. Además, se puede apreciar como hacia los 10 grados la evolución del coeficiente deja de ser lineal, y como la aeronave entra en pérdida pasados los 13 grados.

Aunque realmente no se corresponde totalmente con la curva polar, se ha decidido trazar también la curva de potencia de la aeronave, en la que se relaciona el empuje disponible para el vuelo frente a la resistencia aerodinámica. De esta forma, esta gráfica permite conocer el rango de velocidades en que la aeronave puede volar nivelada y en régimen estacionario. Destacar que ha sido obtenida tanto para el caso de vuelo con *OEW* como con *MTOW*, a una altitud de 1500 metros, y con el sol a 50° sobre el horizonte (potencia máxima de 50W aproximadamente).

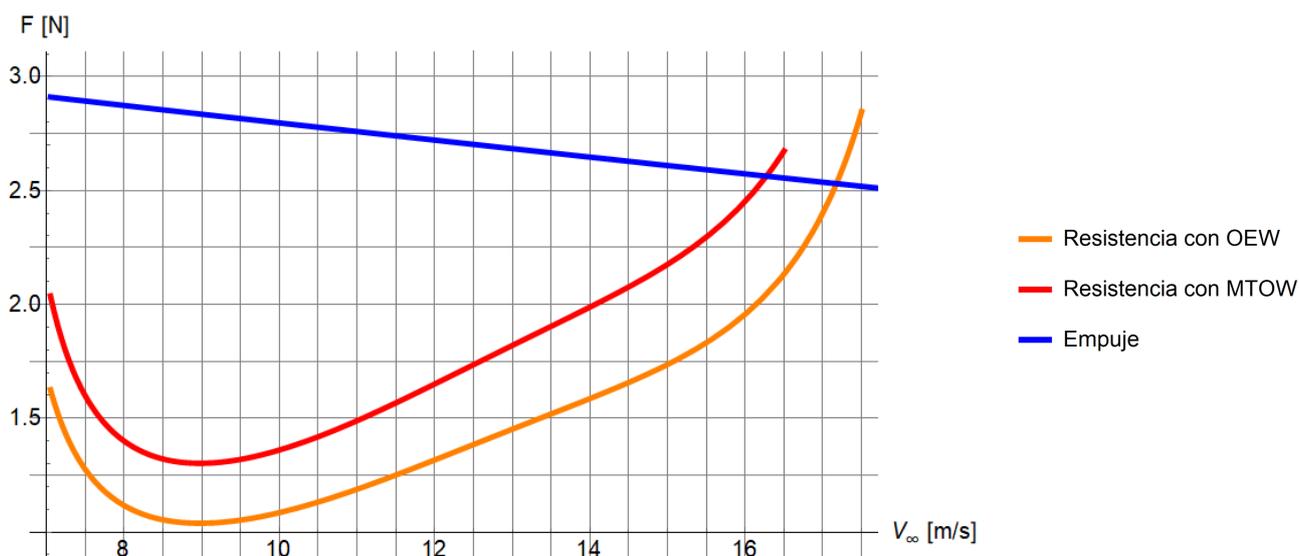


Figura 7.3.4: Evolución del empuje y la resistencia aerodinámica en función de la velocidad de vuelo y la masa de la aeronave

Según se puede observar, la aeronave es capaz de mantener el vuelo en condiciones estacionarias hasta los 16.25 m/s. No obstante, se establece la velocidad máxima en un valor algo menor, 15.5 m/s (o 56 km/h).

No obstante, hay situaciones en las que este valor puede variar, como por ejemplo al modificar la altitud o la elevación del sol. Para un día de principios de verano, con el sol a 75° sobre el horizonte, y a baja altura (500 metros) se eleva esta velocidad hasta los 65 km/h; mientras que para un día con el sol a 30° y 2500 metros de altura, la velocidad máxima se reduce hasta los 50 km/h (14 m/s). Por tanto, será importante tener en cuenta estas limitaciones a la hora de evaluar las prestaciones de la aeronave.

Capítulo 8

Proceso de fabricación

Tras haber dejado de lado la parte de diseño, el siguiente gran paso a tomar es la fabricación del prototipo. A lo largo de esta etapa se van a emplear diversas técnicas constructivas, tales como la impresión 3D, el corte laser, el laminado de materiales compuestos, etc. Todo esto, con el objetivo de dar vida al diseño planteado, de la forma más óptima posible. Dada la gran cantidad de partes de las que se compone la aeronave (hasta un total de casi 500), no se va a detallar el procedimiento de fabricación de todas ellas. En su lugar, se han escogido aquellas más representativas, y son las que se van a describir en esta sección.

Por otro lado, tras tener todas las piezas fabricadas, el siguiente paso sería ensamblarlas todas para formar la aeronave completa. No obstante, y dada la falta tanto de presupuesto como de tiempo, esto no ha sido finalmente posible. En su lugar, se ha decidido completar únicamente una de las cuatro secciones del ala, para mostrar el proceso a seguir. Aunque se ha tomado una de las secciones exteriores, lo cierto es que el resto de componentes del ala se habrían fabricado de igual forma. En lo que respecta al fuselaje, los procedimientos empleados (que se describirán a continuación) son prácticamente idénticos a los utilizados para concebir otras piezas que sí se han llegado a fabricar.

8.1. Costillas alares

Como ya se ha comentado a lo largo de este trabajo, el material principal del que están fabricadas las costillas es madera, concretamente la conocida en el mundo del radiocontrol como *Plywood* (contrachapado de pino con capas alternadas 90° entre si). La razón de escoger este material se fundamenta tanto por su facilidad de trabajo como por sus buenas características mecánicas. Dada su mayor resistencia frente a la madera de balsa, la hace apropiada para este tipo de proyectos más exigentes.

La principal técnica de fabricación que se va a emplear para este proyecto es el corte por láser. Este tipo de tecnologías son extremadamente útiles a la hora de trabajar planchas de madera, pues permiten realizar cortes con una precisión absoluta (del orden de décimas de milímetro). Además, como no se actúa mecánicamente sobre el material, se evita que se introduzcan esfuerzos mecánicos en el mismo que puedan debilitarlo.

El primer paso será conseguir el diseño en formato .dxf, para posteriormente poder editarlo e introducirlo en la cortadora. Para esto resulta muy útil el programa devWing, que ya se ha utilizado en la sección 3.1. Para esto, y teniendo completado el diseño de todos los elementos, se deberá acceder a la opción del menú inicial *Draw-Export*. A continuación, se seleccionarán todas las piezas que se deseen exportar (en este caso se tratará de las costillas comprendidas en la segunda mitad exterior del ala), y se eliminarán el resto de elementos. Tras hacer esto, se accederá al editor del propio devWing, en donde se puede modificar el diseño que realiza por defecto el programa:

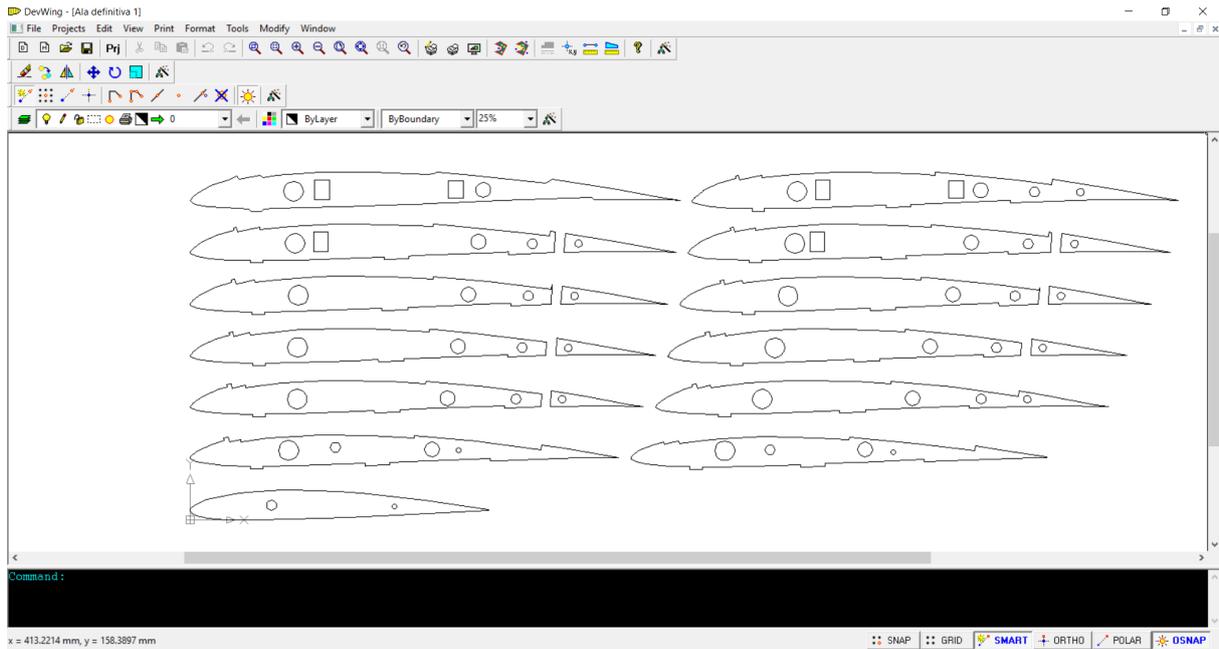


Figura 8.1.1: Vista del editor de diseño de devWing

A continuación, el siguiente paso es exportar el diseño en un archivo tipo .dxf. Para esto, basta con seleccionar la opción correspondiente en el menú *File*. Tras comprobar que el archivo es correcto y no falta ninguna pieza, se envía a la máquina de corte por láser. Este tipo de máquinas funcionan proyectando un haz láser de alta potencia, que quema al instante la madera que toca. De esta forma, la atraviesa como si de un cuchillo caliente y mantequilla se tratase. Dada la velocidad con que se desplaza el láser y su altísima temperatura, la carbonilla que se genera con el paso del mismo evita que el resto de la pieza se queme. De esta forma, se pueden conseguir cortes de un grosor menor a 1mm, cosa que sería imposible con cualquier otra metodología. No obstante, este tipo de procesos de fabricación tienen sus limitaciones, pues únicamente se pueden utilizar con planchas de madera de bajo grosor (del orden de hasta 3-5mm). Dado que se va a utilizar madera de contrachapado de 3mm, no debería haber ningún tipo de problema.

Posteriormente de configurar el corte y realizarlo, se extraen los elementos creados de la máquina. En este caso, dichos elementos son todas las costillas alares. Debido a la gran precisión del proceso, el ajuste entre las varillas y las costillas es casi perfecto, y la pequeña holgura que queda es insignificante.



Figura 8.1.2: Costillas alares ya cortadas

8.2. Paneles en fibra de carbono

A lo largo del ala hay distribuidos una serie de paneles longitudinales de fibra de carbono, cuyas funciones comprenden desde soportar cargas estructurales hasta dar forma al recubrimiento. Estos elementos se fabrican laminando capas de fibra de carbono, sobre superficies planas, o sobre moldes con la forma final. Cabe mencionar que no se va a describir el proceso completo de todas las piezas fabricadas con material compuesto, pues es muy similar entre sí y no aporta un valor significativo. Es por esto que únicamente se evaluará el proceso de fabricación una pieza concreta.

Uno de los elementos más complejas que se lamina es el recubrimiento del borde de ataque, y es el que se va a emplear a modo de ejemplo para describir el proceso de fabricación. Se trata de una parte fundamental del ala, pues no solo ayuda a rigidizar la estructura y dar forma precisa al recubrimiento, sino que protege ante impactos y evita que aparezcan daños significativos sobre el film plástico exterior. Además, tiene una forma compleja, por lo cual es necesario crear un molde expresamente diseñado para este elemento. Es debido a esto que se fabricará empleando una impresora 3D.

De forma breve, una impresora 3D es muy similar a una impresora tradicional, pues funciona aplicando capas de material fundido (equivalente a la tinta) sobre una base. La principal diferencia es que puede hacerlo elevándose tras cada capa, de forma que la sucesión de aplicaciones de material bidimensional da como resultado una pieza tridimensional. Es equivalente, por tanto, a los libros en los que cada página está recortada de tal forma que el libro completo forma una figura.

Haciendo uso del programa de diseño, se crea un boceto del perfil alar, y se rebaja un total de 0.7mm en la parte frontal, tanto por arriba como por abajo. De esta forma, y tras extrudir la geometría obtenida, queda el molde completo. A continuación se suavizan los cantos, y se añade un agujero en su parte central. Este agujero sirve para facilitar la unión de diferentes secciones, pues el imprimir el molde en partes resulta más cómodo y permite que se pueda realizar en cualquier impresora, indepen-

El siguiente paso es el procesado de los moldes. Dada la naturaleza del proceso de fabricación, los moldes obtenidos tienen una superficie muy rugosa, además de líneas (correspondientes a las diferentes capas de material depositadas por la impresora) a lo largo de toda su longitud. Por esta razón es fundamental eliminar estas imperfecciones, y así dejar una superficie lisa. Esta labor se realiza mediante lijas de distinto grosor, que se van intercalando para eliminar todo tipo de irregularidades. Se empieza con las más gruesas (entre 80 y 150), cuya función principal es eliminar los defectos más importantes. A continuación se sigue con lijas de agua de menor grosor (de 180 a 240), que se encargan de suavizar la superficie y eliminar las marcas del lijado anterior. Finalmente, y también empleando lijas de agua, se va reduciendo el grosor progresivamente hasta 600-800, de forma que se queda una superficie totalmente pulida. La principal ventaja de hacer esto es que, a la hora de laminar, es mucho menos probable que la resina quede adherida a la superficie, y el molde se pueda reutilizar más veces.

Finalmente ya se tienen los moldes, por lo cual solo queda pasar al laminado. Este se va a realizar de forma manual, empleando resina Crystic U904 LVK y fibra de carbono en formato sarga de 160 g/m². El primer paso para laminar cualquier pieza es preparar el molde y el material que se va a emplear. Por esta razón, se empieza por aplicar varias capas de alcohol polivinílico (antiadherente para resinas) al molde. Tras aplicar una capa se debe esperar a que ésta se seque, antes de aplicar una nueva. Se repite este proceso entre 2 y 4 veces, en función de si esta sustancia queda adherida correctamente o no a la superficie y se cubre la totalidad de la misma. A continuación, se prepara tanto la resina como la fibra. Por lo que respecta al tejido de carbono, se van a emplear un total de 3 capas, alternando las direcciones internas de la fibra para tratar de homogeneizar las propiedades mecánicas de la pieza final (debido a la naturaleza anisótropa del material). Además, se debe recortar una capa de *Peel-Ply*, una de film micro perforado, y otra de manta absorbente por cada pieza a laminar. Estos materiales ayudan a retirar el exceso de resina sobrante, y evitan quedar pegados a la pieza tras el curado de la resina. También es importante preparar el sistema de vacío, conformando la bolsa en la que se introducirá todo lo anterior una vez laminado.



Figura 8.2.3: Capas de fibra de carbono junto al molde de una de las piezas

En la anterior figura se pueden observar las diferentes capas que se deben aplicar para realizar correctamente el vacío. Al colocar la primera, se debe presionar y extender consistentemente, pues

de lo contrario pueden aparecer arrugas en la pieza, lo cual compromete su integridad de forma significativa. Faltaría por incluir la masilla, que se encarga de sellar la bolsa y evitar que haya fugas al realizar el vacío.

El siguiente paso es recortar la fibra en seco a la medida necesaria. Para el caso de los bordes de ataque, se van a aplicar dos capas en total. La primera consistirá en tiras perpendiculares a la envergadura, mientras que la segunda será una sola sección que cubrirá toda la pieza. De esta forma, se aprovechan algunos retales disponibles a la vez que se tiene un buen acabado superficial.



Figura 8.2.4: Materiales empleados para realizar el proceso de vacío

Por último, solo queda preparar la mezcla de resina. Para esto, se empieza por medir la cantidad de fibra a emplear. En el caso del primer laminado, se emplearán un total de 0.08 m² de tejido. Considerando una densidad superficial de 160 g/m², se obtiene que el peso del material es de 13 gramos. El material compuesto ideal a obtener se compone de un 60% fibra y un 40% resina. No obstante, se necesita más fibra a la hora de laminar, pues es importante que no queden burbujas o zonas incompletas. Además, el exceso se retira mediante el proceso de vacío y los materiales absorbentes. Por esta razón, se preparan 25 ml de resina, a la que se le añade un 2% en peso de catalizador. Una vez la mezcla está preparada, solo queda proceder con el laminado manual.

El proceso de laminado es bastante delicado, pues es de vital importancia que no queden burbujas entre las capas, o de lo contrario el material no tendrá la resistencia mecánica adecuada y no será útil. Por esta razón, se presta especial detalle en repartir la resina a lo largo de toda la pieza, y con ayuda del pincel, hacer que penetre en el interior del tejido. Al añadir la segunda y tercera capa, se compacta el material lo máximo posible, para de esta forma conseguir eliminar todo el aire que pueda quedar atrapado. Además, se aprovecha para colocar sobre el borde de ataque algunas fibras longitudinales, de forma que esta región sea algo más rígida.

A continuación, se extraen parte de los restos de resina con ayuda del pincel, y se aplica sobre la pieza el film micro perforado. Por encima de este se coloca el *Peel-Ply*, y por último la manta absorbente. El conjunto se introduce en la bolsa de vacío, y se sellan los extremos con ayuda de la

masilla adhesiva. A continuación se conecta el sistema de vacío, y se deja comprobar que no haya fugas en el sistema. Cuando esto se ha revisado, se apaga la bomba de vacío, y se deja el conjunto curando a temperatura ambiente durante 18 horas.

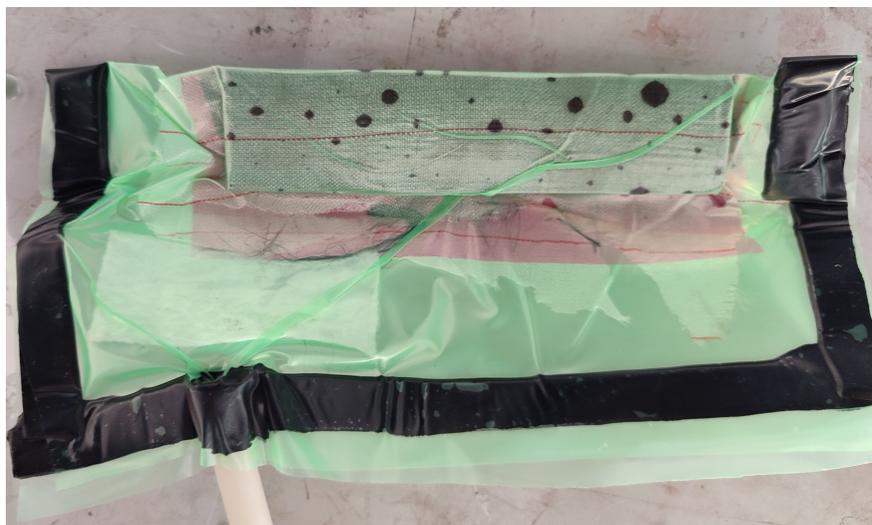


Figura 8.2.5: Sección del borde de ataque curando con vacío

Se puede apreciar como el exceso de resina atraviesa el film micro perforado y se impregna en el *Peel-Ply*. Cabe mencionar que únicamente se ha colocado un trozo de manta absorbente cerca del orificio de vacío, pues a la hora de hacer el laminado a penas quedó resina en exceso sobre el material. De lo contrario, las manchas serían mucho mayores, y hubiera sido necesario colocar una cantidad mayor de material absorbente.

Una vez ha terminado el tiempo de curado, se extrae la pieza de la bolsa de vacío y se separa del molde. En caso de que esto resulte complicado, se hace uso de un compresor de aire, y se introduce en las aberturas que se logren crear entre el molde y el material compuesto. Esto hace que se separe de forma más sencilla y sin esfuerzo.

No obstante, todavía queda realizar el post-procesado, pues el resultado extraído es imperfecto. Por esta razón, se empieza lijando suavemente la superficie exterior, para tratar de eliminar posibles irregularidades. Hay que tener en cuenta que esto se debe realizar con sumo cuidado, pues no se puede llegar a afectar a la fibra, sino que únicamente se puede eliminar parte de la resina exterior. A continuación, se pasa a eliminar el material sobrante. Este proceso es delicado, pues el polvo que se genera al cortar/lijar la fibra de carbono puede llegar a ser dañino para la salud. Por tanto, se tiene que realizar en un lugar dotado de sistema de extracción de aire, con filtro de partículas, y con la protección adecuada. Tras lavar la pieza para eliminar cualquier resto, se puede dar por finalizado el proceso de fabricación de la misma.

En el caso de los paneles planos, estos se fabrican empleando preimpregnados. Para ello, se introducen dos capas superpuestas en el interior de la máquina correspondiente, la cual aplica de forma simultánea vacío y calor. De esta forma, la resina (que está inicialmente congelada) se fusiona y cura correctamente, durante al menos tres horas y a 90°C. Tras finalizar el curado, solo queda recortar a la medida correspondiente los paneles con ayuda de unas tijeras.



Figura 8.2.6: Recopilatorio de las piezas que forman la estructura alar

8.3. Paneles solares

Los paneles solares son uno de los componentes más importantes que tiene la aeronave, pues se encargan de suministrar la potencia necesaria para la propulsión. No obstante, y según lo visto en el apartado 5.1, las celdas solares son muy frágiles y no están protegidas. Por esta razón, es fundamental elaborar un encapsulado alrededor de éstas, tanto para protegerlas como para facilitar su integración. Además, se deben interconectar entre sí en serie, pues de esa forma se pasa de los 0.58 V que generan cada una a los 12.76 V que son necesarios para hacer funcionar los componentes electrónicos. Además de esto, se debe incluir un conector para poder separar o unir el circuito cuando se separa el ala en dos mitades.

Antes de empezar a describir el proceso seguido, se debe mencionar que, al igual que con el resto del ala, únicamente se van a fabricar/preparar aquellos paneles que se incluyen dentro de la mitad exterior del semiala derecha. Aunque sólo se va a mostrar el resultado de como quedan 5 de los 22 paneles solares, el proceso a seguir es completamente análogo para el resto, por lo cual incluirlos sería añadir información redundante.

En primer lugar, se empieza por crear el encapsulado de los paneles solares. El primer paso es recortar el film protector a la medida de los paneles. Esta capa protectora cuenta con un adhesivo térmico, el cual se debe calentar para adherirse a la superficie deseada. Por esta razón, es fundamental aplicar calor y presión para conseguir una unión adecuada. Existen multitud de formas de hacer esto, desde máquinas laminadoras hasta planchas de ropa. Sin embargo, en este caso se va a utilizar una máquina de estampar camisetas. La ventaja que ofrece frente a los otros métodos es que puede aplicar una presión constante a lo largo de toda la superficie (de forma que no se corre el riesgo de partir la placa) a la vez que mantiene una temperatura constante. Para el caso de las placas, se ha empleado una temperatura de 180 °C durante 20 segundos. Se coloca una capa de papel de cocina debajo de la placa, y por encima el plástico a unir y otra capa de papel de horno para que no se adhiriera a la parte caliente.

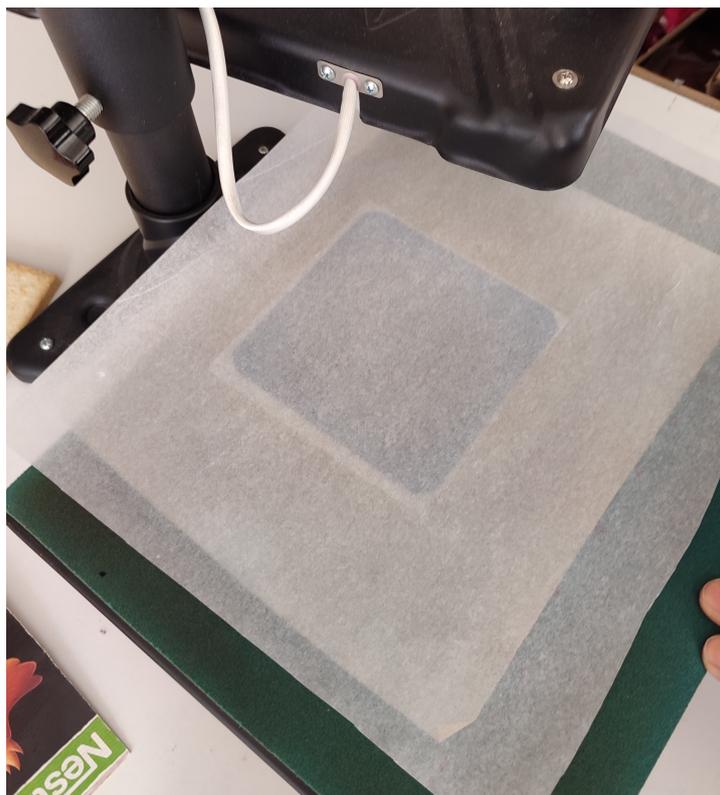


Figura 8.3.1: Panel solar antes del laminado sobre la base de la máquina

Cuando se termina el ciclo de calor, se retira la parte superior y se expulsan manualmente las posibles burbujas de aire que queden atrapadas. Se repite este proceso tanto por la parte delantera como la trasera, con la diferencia que en la parte trasera se colocan dos placas a la vez. La principal razón de trabajar los paneles por parejas reside en la modularidad de la aeronave. En caso de que alguna de las celdas resulte dañada, la reparación se simplifica al poder extraer e intercambiar las placas de 2 en 2. En caso de ser una única tira de 5 paneles (los que discurren en la sección exterior del ala) sería necesario extraerlos todos y posiblemente cambiar el set entero, de forma que aumentaría la dificultad y el coste de la reparación. A la hora de unirlos, se colocan con los polos positivos y negativos invertidos en cada una, y con unos recortes en el recubrimiento para facilitar las conexiones posteriores.

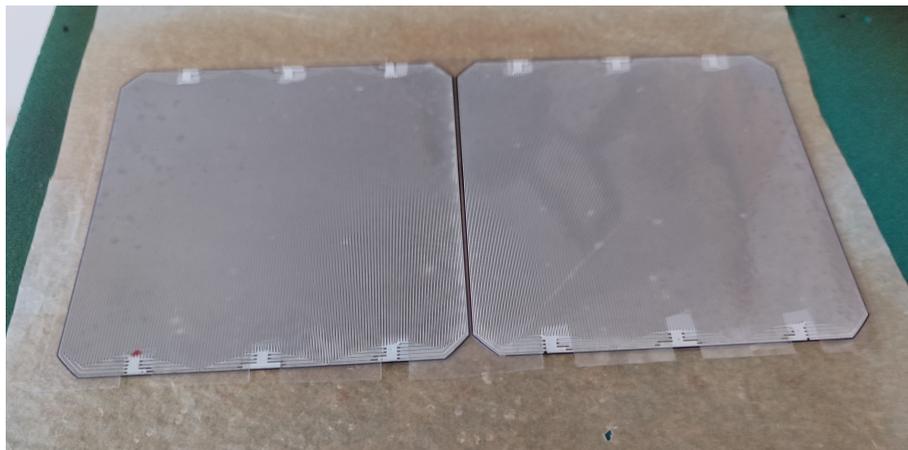


Figura 8.3.2: Dos paneles unidos por la parte posterior

Una vez se tienen todos los paneles ya laminados, a continuación se sueldan las conexiones eléctricas de cada uno de ellos. Debido a la naturaleza de las placas, éstas tienen tres puertos positivos y tres negativos. Por esta razón, se deben unir entre sí, para lo cual se utiliza una cinta metálica, que se suelda a cada uno de los puertos.



Figura 8.3.3: Panel solar con las conexiones realizadas

Cuando cada panel tiene ya sus puertos soldados, el siguiente paso es unirlos todos formando el sistema en serie. Para esto, se conecta el polo positivo de cada pareja con el negativo de la anterior, formando una especie de serpiente con las conexiones. El esquema básico se puede consultar en la figura 8.3.4. Al hacer esto, quedan libres el extremo negativo de la placa situada cerca de la punta alar y el positivo de la placa más cercana a la unión entre secciones. Estos dos terminales se deberán unir a los paneles interiores, de forma que se completa el circuito y se crea el circuito en serie de los 22 paneles.

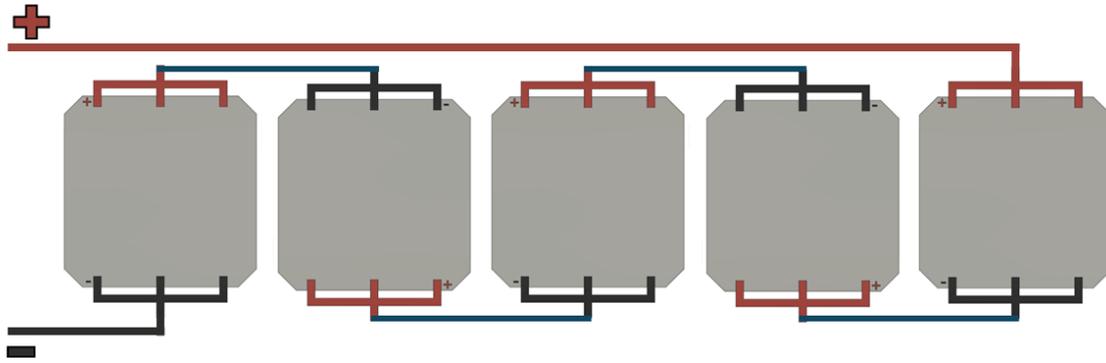


Figura 8.3.4: Esquema de las conexiones de los 5 paneles solares

Este diseño es algo crítico, pues en caso de fallar una conexión o algún panel sufrir un daño grave, puede suponer una pérdida total de potencia. Es por esta razón que se decidió, en parte, colocar la batería auxiliar que suministra potencia a la electrónica, para que un incidente con los paneles no suponga la pérdida total del UAV.

8.4. Fuselaje

Aunque tal como se ha comentado previamente el fuselaje no ha llegado a fabricarse, se ha decidido describir como hubiera sido el proceso. De esta forma si en algún momento se decide llegar a fabricar la aeronave al completo, se tienen los pasos que se han de seguir para lograrlo.

En primer lugar, se tienen las sección 1, que es la más simple de todas. Esto se debe a que su geometría es muy similar a un tubo extruido. Por esta razón no se le va a prestar especial detalle, pues se quiere evitar añadir información redundante. Solo comentar que se fabrica en dos mitades, las cuales se unen posteriormente para dar lugar al resultado final

En lo que respecta al molde para fabricar la sección número 2, deja de ser tan simple el de las anteriores geometrías. Esto se debe a que las varillas de unión con el ala deben atravesar el fuselaje, a la vez que deben estar fijas al mismo. Además de esto, se debe considerar que el ala tiene ángulo de ataque geométrico respecto al fuselaje. Esto se hace para, de esta forma, lograr aumentar la eficiencia de la aeronave. A la vista de la aproximación de la polar obtenida anteriormente (figura 4.4.4), se podría pensar que el óptimo es entorno a 7° , pues de esta forma el pico de eficiencia absoluto crece. No obstante, en caso de ser así al volar a velocidades mayores el fuselaje apuntaría hacia abajo, por lo cual el empuje tendría una componente vertical negativa. Es por esto que finalmente se decide emplear un valor intermedio, de 4° , para de esa forma favorecer a la eficiencia aerodinámica tanto a bajas velocidades como a altas.

En primer lugar, se fabrican dos moldes independientes:

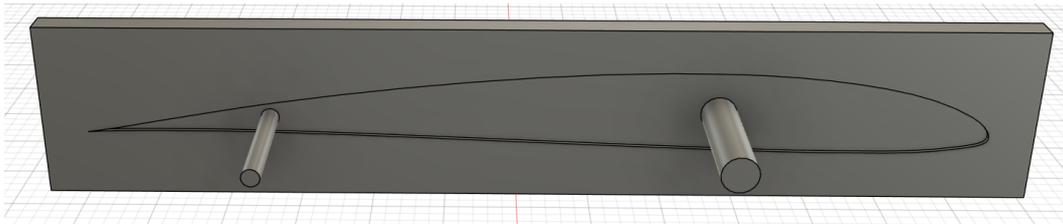


Figura 8.4.1: Primer molde de la sección central

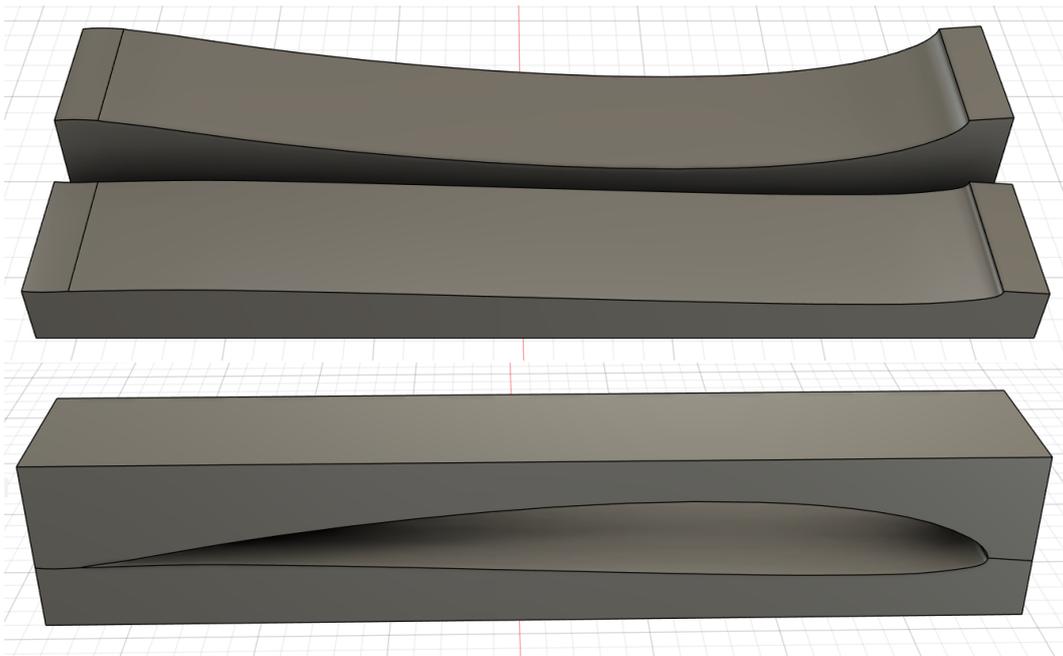


Figura 8.4.2: Segundo molde de la sección central

El primer molde sirve para crear el corte de sección alar junto con los soportes internos para pasar las varillas, mientras que con el segundo se crea el segmento de superficie alar. Cuando se han fabricado ambas partes, se unen añadiendo más capas de material compuesto. Dada la dificultad de introducir bolsas de vacío en la zona, se busca un enfoque diferente: se lamina como se hace de forma tradicional y en lugar de emplear vacío se utiliza espuma expansiva. Esta espuma se vierte en el molde (separada de la resina y la fibra por una capa de film plástico) y se bloquea la salida de la misma, de forma que al expandirse comprime el material compuesto y mejora su sellado. Tras estos pasos, se obtiene un resultado similar a lo siguiente:

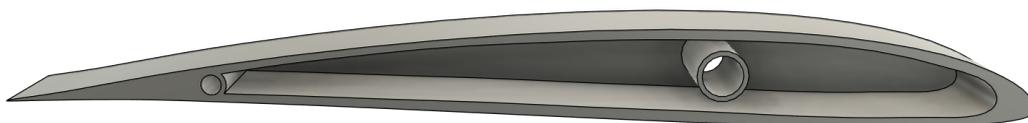


Figura 8.4.3: Parte de la sección alar del fuselaje intermedio

Con esta pieza ya laminada, se tienen dos opciones. La primera de ellas es dejarla como en la figura, y la segunda es recortar el exceso de la parte inferior hasta que quede justo a la altura requerida por el molde del conjunto. Aunque ambas son válidas, es recomendable la segunda, pues de esa forma se reduce el peso total y se aumenta el volumen interior

Finalmente, solo queda colocar esta pieza ya fabricada en el molde principal (figura 8.4.4), y laminar el resto del fuselaje a su alrededor. Para esto, se aplica en primer lugar el desmoldeante, y tras dejarlo secar, se laminan 4 capas de sarga 160 g/m². Esta mayor cantidad de capas de material se debe a los esfuerzos que resiste esta sección

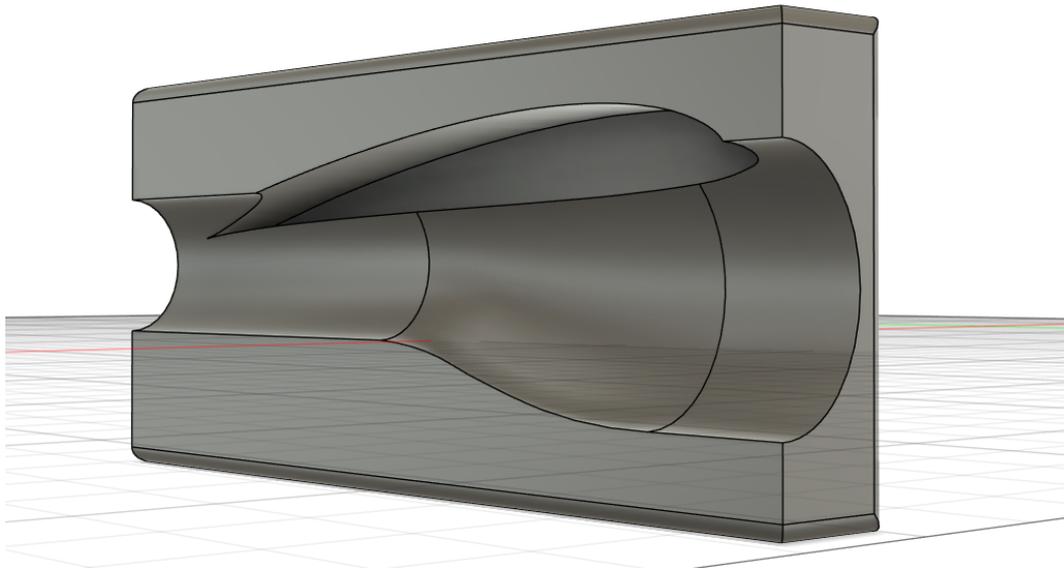


Figura 8.4.4: Molde para laminar el fuselaje intermedio

La tercera sección es algo más especial, pues tal como se ha visto en el apartado 6.3, se incorporan unas varillas de material compuesto prefabricadas a lo largo de toda la longitud. El proceso para fabricar esta sección es similar al de la primera, aunque tiene una pequeña peculiaridad. Tras preparar el molde, se aplica una primera capa, y se deja curar con el vacío. Tras finalizar el proceso de curado, se extrae de la bolsa de vacío, y utilizando pegamento epoxi compatible, se pegan las varillas a esta primera capa. No obstante, antes es necesario desgastar la superficie de las mismas, para de esa forma mejorar la cohesión y la unión. A continuación se rellenan los huecos, y se aplican tiras de material de forma longitudinal entre las varillas. Por último, se añade otra capa que recubre toda la superficie, y se vuelve a aplicar el vacío para curar de nuevo. De esta forma, quedan las varillas completamente integradas en la pieza.

Por último, la cuarta sección también es bastante simple, pues al igual que la primera, se trata de un cuerpo extruido. La única peculiaridad que tiene son los agujeros para pasar los brazos de los servo motores, que se han de realizar empleando una herramienta de corte una vez fabricada toda la pieza. Además, como los actuadores son más grandes que el agujero frontal, estos se deben instalar antes de unir las dos mitades de la sección. Es por esto que los estabilizadores vertical y horizontal van atornillados y no pegados, pues en caso de fallar o romperse uno de los actuadores, se debe sustituir esta pieza al completo. Es cierto que esto no es del todo acertado desde el punto de vista económico, pues supone desaprovechar una pieza funcional por consecuencia de otro fallo. Por esta

razón, se plantea realizar un rediseño en mejoras posteriores, que permitan sustituir los actuadores sin necesidad de sustituir la sección completa.

8.5. Ensamblaje del ala

En este apartado se va a describir el proceso que se ha seguido para pasar de un conjunto de piezas independientes a una sección alar. En primer lugar se ha empezado por cortar los tubos cilíndricos de fibra de carbono a las longitudes necesarias.

A continuación, el siguiente paso a realizar ha sido el ensamblaje del alerón, pues este elemento se integra en el ala, y por tanto se debe introducir antes de ensamblar el ala. Para esto, se ha empezado por colocar todas las costillas a través de la varilla guía.



Figura 8.5.1: Estructura interna del alerón

A continuación, se han recortado unas pequeñas tiras de 1 capa de material compuesto (prepeg de carbono) y se han unido a las costillas cerca del borde interior y de fuga, para de esa forma aumentar la rigidez del conjunto.



Figura 8.5.2: Estructura del alerón tras añadir los paneles de material compuesto

Una vez que el pegamento ha terminado de secar, el siguiente paso ha sido rellenar la sección del borde delantero, para de esa forma tratar de redondear esta superficie. Para esto, se han empleado pequeños trozos de madera, a los cuales se les ha dado lijándolos a la medida deseada. Tras completar toda la estructura interna del alerón, el siguiente paso ha sido colocar el recubrimiento. Como se ha comentado numerosas veces a lo largo de este trabajo, el recubrimiento empleado ha sido el *Oracover*, pues posee la ventaja de adherirse a la madera de forma excepcional y de contraerse y tensarse al aplicarle calor. De esta forma, se quitan todas las posibles imperfecciones o arrugas, y queda una superficie lisa.

El aplicado de este material se ha realizado con ayuda de una fuente de calor, mediante la cual se ha adherido el material a la superficie, y posteriormente se ha realizado una segunda pasada para eliminar pequeñas imperfecciones superficiales. El resultado obtenido ha sido el siguiente:



Figura 8.5.3: Alerón recubierto con el Oracover

Una vez se tiene el alerón terminado, se debe comprobar que encaja adecuadamente en la estructura alar. Como en este caso es así, se puede empezar el ensamblaje del ala completa. Para ello, se fijan todas las costillas a los largueros, con el alerón ya en su posición final. No obstante, antes de pegarlas en su posición, se comprueba que el resto de elementos encajan bien, y las medidas realizadas son las correctas. Tras esto, se procede a lijar sutilmente la superficie donde se van a adherir elementos como los bordes de ataque o las secciones longitudinales planas de fibra de carbono. El principal objetivo de esto es eliminar la capa exterior de material quemado por el proceso de corte láser, y de esa forma mejorar la adherencia entre las piezas:



Figura 8.5.4: Parte de las costillas alares antes y después del lijado

A continuación, ya se pueden empezar a añadir el resto de elementos que conforman el ala. Los primeros serán los paneles de fibra de carbono de la parte superior, que actúan como soporte de las celdas solares y aumentan la resistencia estructural. Posteriormente, también se incorporarán los bordes de ataque:



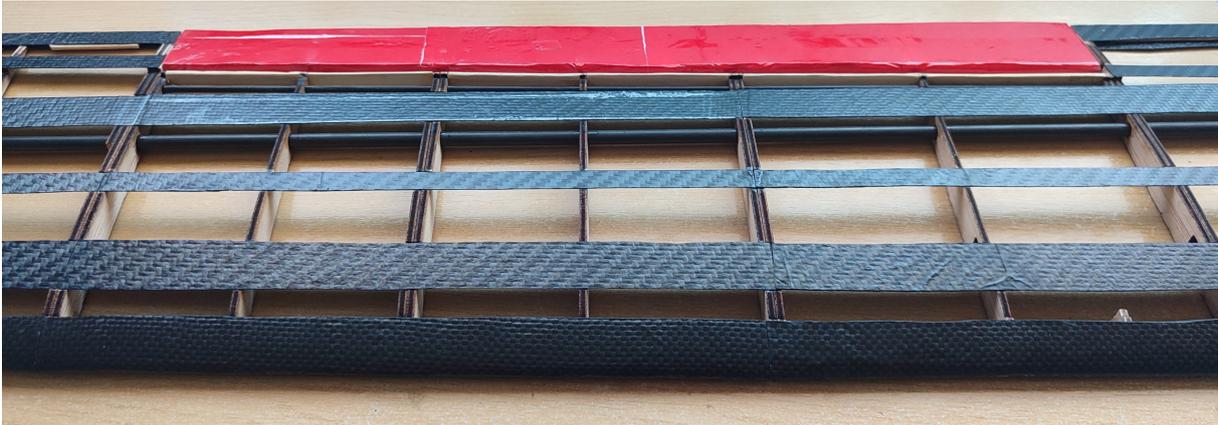


Figura 8.5.5: Estructura alar antes y después de añadir los paneles superiores y el borde de ataque

Tras completar este paso, se procede a fijar los paneles solares en su posición final. Para esto, se deberán asegurar a los paneles de fibra de carbono colocados anteriormente, para que de esta forma queden posicionados con la geometría del extradado del ala.

A continuación, y tras fijar los paneles en su posición final, se procede a colocar las tiras de fibra de carbono de la parte inferior del ala. Además, se coloca también el servomotor que controla los alerones en su posición final, y se fija a la estructura. Es importante mencionar que, en este caso, no se coloca un servomotor real, sino una réplica de igual tamaño y peso realizada mediante impresión 3D. La razón principal detrás de esto reside en el hecho que la sección alar fabricada no cuenta con funcionalidad real, sino que únicamente se ha concebido para ilustrar como es el proceso de fabricación. Además, los servomotores deben ser modificados para ajustarse a la estructura, de forma que sería poco útil volver “inservible” un servomotor funcional cuando una réplica puede ejercer las mismas funciones.

En cuanto a las fijaciones de este elemento, se debe recortar una de las aletas laterales con la forma del larguero cilíndrico, para de esta forma encajar con dicho elemento. Por el otro lado se debe atornillar a un soporte que forma parte de la estructura, lo cual permite intercambiar este elemento en caso de ser necesario.

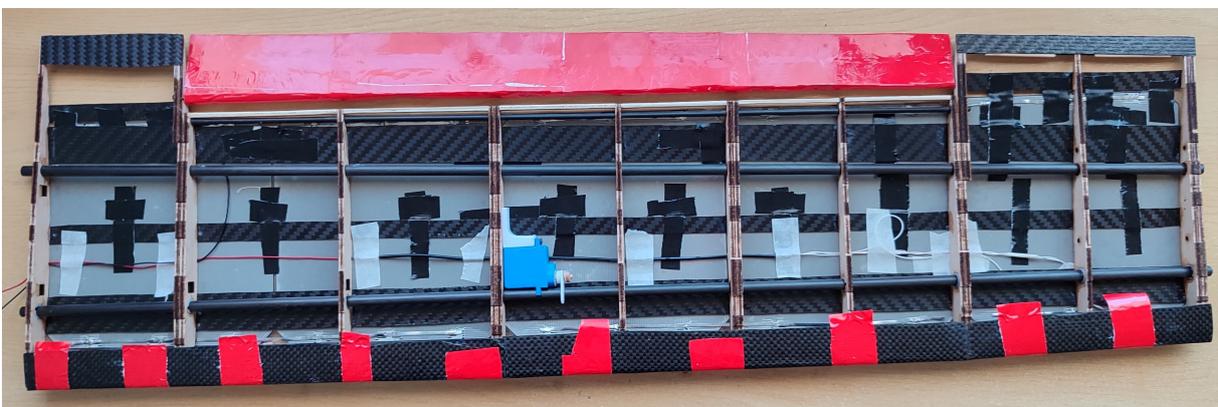


Figura 8.5.6: Vista inferior del ala antes de aplicar el recubrimiento

De esta forma, ya solo queda recubrir el ala con el *Oracover*. Al igual que en el caso del alerón, esto se hace con ayuda de una fuente de calor, para que se fije correctamente y se tense una vez co-

locado, de forma que no quedan arrugas. Aunque se aplica con ayuda de una plancha, para conseguir eliminar las irregularidades menores se utiliza un soldador con punta plana a baja temperatura. De esta forma, se tiene mucha más precisión y se puede controlar mejor sobre que zonas se aplica el calor.



Figura 8.5.7: Ejemplo de irregularidad eliminada con ayuda del soldador

Tras finalizar todos los pasos, la sección alar queda terminada. No obstante, antes de asegurar que la pieza es válida, es fundamental comprobar que su peso total no excede los límites establecidos. En el caso de las secciones interiores, el peso debe ser menor a 280 gramos; mientras que en las exteriores no se deben superar los 240 gramos. De esta forma, el peso total de las alas (incluyendo los largueros de unión, las puntas alares y los demás elementos) no debe superar los 1100 gramos.

Para el caso de la sección creada, el peso total es de 237 gramos, con lo cual la pieza se puede dar por válida.

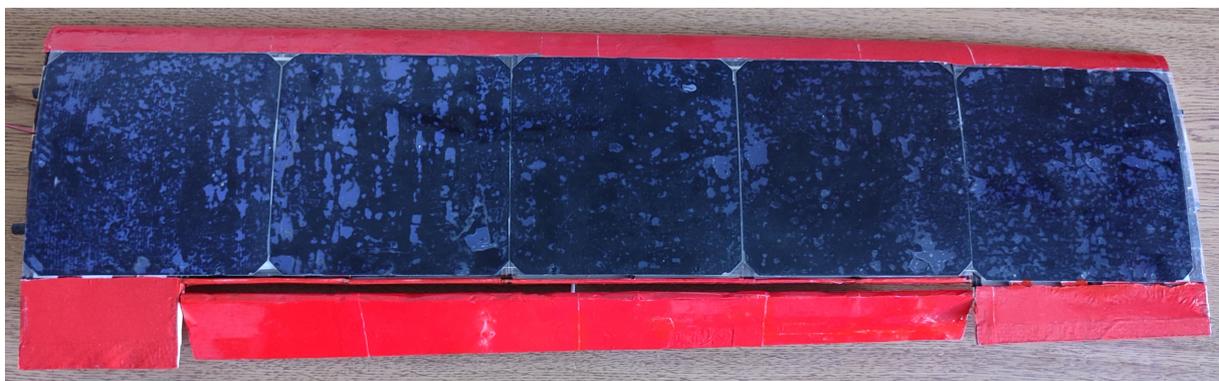


Figura 8.5.8: Resultado final de la sección alar ensamblada

8.5.1. Modificaciones del diseño en base al proceso de fabricación

Aunque en términos globales se puede afirmar que el proceso realizado ha sido satisfactorio, es cierto es que durante la etapa de fabricación se han encontrado algunas ligeras deficiencias en el diseño. Es por esto que se van a describir a continuación para corregirlas de cara al diseño final.

- Separación entre el ala y la superficie de control

En un primer momento, se fijó la distancia horizontal entre el flap y el ala en 6 mm. No obstante, tal como se puede observar en la figura 8.5.9, esta separación es excesiva. Por tanto, se decide modificar el diseño realizado con DevWing y reducir la distancia entre elementos a 2 mm. De esta forma, además de mejorar el comportamiento aerodinámico, se gana mayor control sobre la aeronave, pues crece la superficie en planta del alerón.

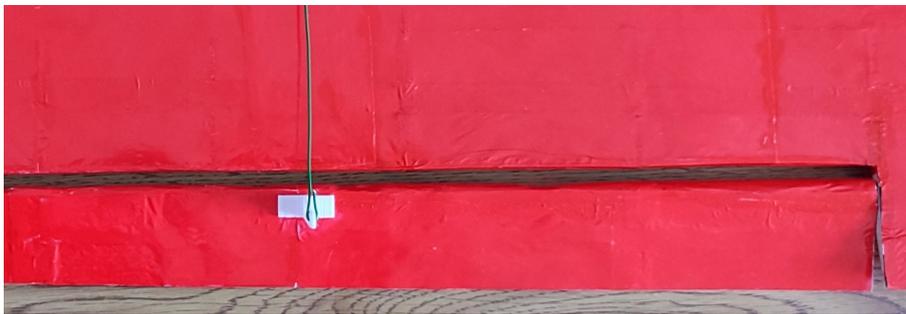


Figura 8.5.9: Vista superior de la sección alar fabricada

- Dimensiones y posición de los paneles longitudinales de fibra de carbono

Durante la fabricación de la sección alar, se ha podido comprobar como estos elementos estaban sobre dimensionados (al menos en la parte fabricada. Por esta razón, se decide modificar tanto la cantidad total de estos elementos, como sus dimensiones. A continuación se puede comprobar el antes y el después de esto:

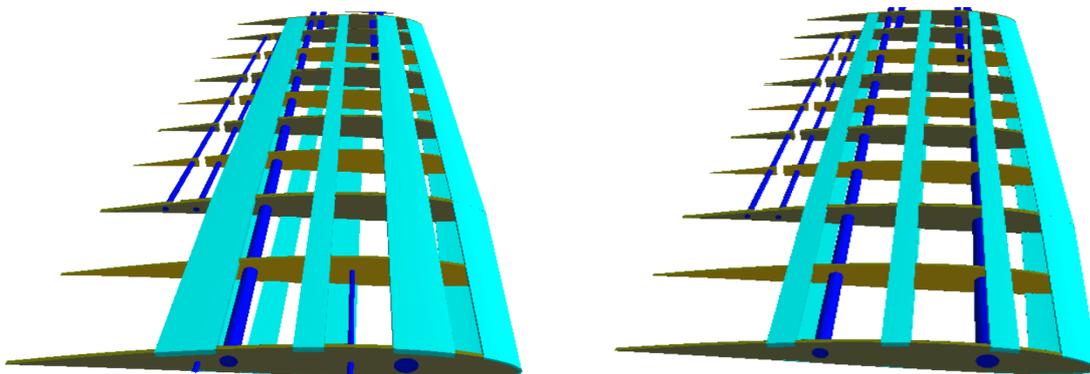


Figura 8.5.10: Paneles superiores antes y después de la modificación

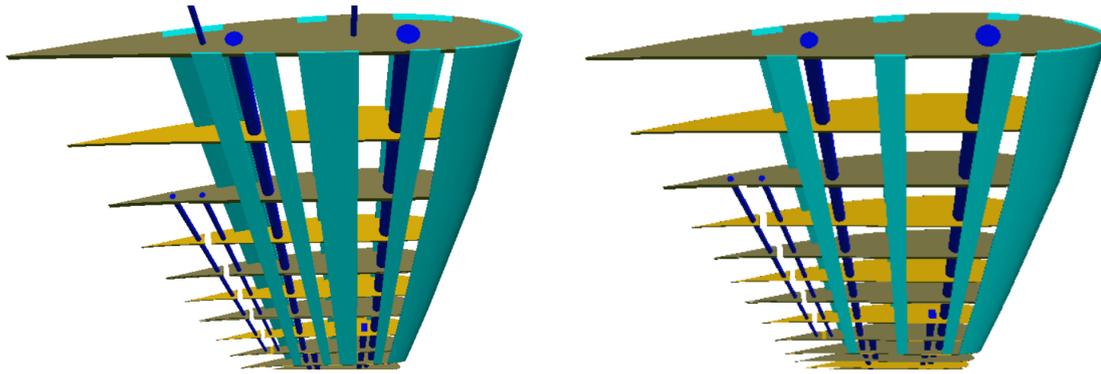


Figura 8.5.11: Paneles inferiores antes y después de la modificación

Tal como se puede apreciar, en la parte superior se reduce el ancho de todos los paneles a 1 cm; mientras que en la parte inferior se elimina el de mayor anchura y se recolocan los demás. Con esta modificación, se espera reducir el peso total de la sección en algo más de 15 gramos (un 6.5 %).

En el caso de la sección más interior se decide no modificar estos elementos, pues al contrario que en la parte exterior, estos paneles cumplen también con función estructural. Por tanto, su modificación se debería estudiar con mayor detalle antes de adoptarla.

- Profundidad del rebajado para las celdas solares

Siguiendo con el listado de mejoras directas al diseño, otra posible contribución es la modificación de la zona eliminada del perfil para alojar las celdas solares. Dado que estos elementos se integran en el perfil aerodinámico, es esencial rebajar parte del extrados, pues de esta forma se pueden colocar “dentro” del propio perfil, y su geometría superior es la deseada para el ala. En un primer momento se propuso rebajar 2 mm el perfil en su parte superior, pero a la vista del resultado y el espacio vacío que queda, se decide disminuir esta distancia a 1mm.

- Número total de costillas

Como se ha podido observar a lo largo del proceso de fabricación (figura 8.5.5), se han añadido algunas costillas dobles que no estaban presentes en el diseño inicial. Esto se ha hecho con el objetivo de mejorar la resistencia del ala, y favorecer la integración de todos los elementos. Empezando por el lado más cercano al fuselaje, se han colocado costillas dobles en las posiciones 2, 4, 6 y 8. Se plantea también incluir una costilla doble en la unión entre secciones alares, para mejorar la resistencia de dicha unión.

- Instalación de conectores eléctricos

Aunque se ha decidido no colocar conectores eléctricos, lo cierto es que en la versión final serían necesarios, para de esa forma facilitar la unión de todas las celdas solares a la hora de ensamblar el ala. Estos conectores permiten, de esta forma, que el proceso de unión o desmontaje se realice de forma más rápida, y reducen el riesgo de una desconexión en mitad del vuelo.

Aunque estas son algunas de las modificaciones directas más significativas, lo cierto es que no son las únicas que se han realizado. No obstante, el resto son cambios menores que no merecen explicaciones mayores (más allá de la simple modificación en el diseño de cara a la versión final).

Capítulo 9

Posibles mejoras a futuro y aplicaciones del sistema

A lo largo de este capítulo se evaluarán tanto las posibles mejoras a realizar sobre el sistema de aeronave no tripulada, como las aplicaciones que puede tener. De esta forma, se recopilarán todos los comentarios realizados en secciones anteriores en cuanto a deficiencias a suplir y posibles aplicaciones o funciones del sistema desarrollado.

Y es que hay algunos aspectos del diseño realizado que son susceptibles de mejora, y constituyen el punto de partida de cara a trabajos posteriores. Aunque estas modificaciones no se van a tratar en este trabajo, si se van a mencionar a continuación como tareas pendientes de cara a futuro, pues la realización de las mismas podría permitir dar el salto de prototipo a UAV comercial. A continuación se describen las posibles mejoras a realizar:

- Actualización de la electrónica

Uno de los puntos débiles de la aeronave de cara a su posible comercialización es la electrónica que la conforma. Ésta ha sido pensada para poder realizar las pruebas con el prototipo, y no de cara a cumplir posibles misiones a las cuales se asigne el UAV. Por esta razón, sería necesario incluir un sistema de control con mayor rango (hasta 50 o 100 km) y la opción de guiado autónomo mediante GPS. Además, sería adecuado sustituir el sistema de retransmisión de imagen por uno más potente. Aunque todas estas mejoras afectarían negativamente a la duración de la batería, es de esperar que la autonomía de la misma no se reduzca por debajo de las 3.5 horas. Una posible opción sería conectar algún sistema secundario como el de transmisión de imagen a los paneles solares, haciendo uso del convertidor 12V a 5V.

Además de a la duración de la batería, estas modificaciones afectarían también al peso en vacío de la aeronave. La mejora de los sistemas electrónicos añadiría de 100 a 200 gramos extra de peso, por lo cual se debería reducir la carga de pago de 550 gramos a 400 gramos, para evitar esfuerzos significativos sobre la estructura.

Por otro lado, se ha comentado como, según la normativa, la aeronave debe portar un sistema de identificación a distancia si se desea volar en categoría “Específica”. Por esta razón, la inclusión de un equipo que haga esto posible es totalmente necesaria si se busca poder comercializar el sistema a futuro.

- Ampliación de la bahía de componentes electrónicos

Una de las mejoras más necesarias de cara a mejorar la viabilidad en el mercado del UAV es aumentar las dimensiones de la bahía de carga. De esta forma, se propone incrementar la superficie frontal en un 45 % (pasando de 56x22 mm a 60x25). Además, se propone aumentar la longitud de esta sección de 364mm a 390mm, de forma que el espacio disponible para colocar todos los componentes nuevos crece. Así y todo, quedaría vacío una volumen de área 12.75cm y longitud 12cm (el equivalente a media lata de refresco) para poder llevar la carga de pago deseada. En casos muy extremos, se podría estudiar la posibilidad de aumentar parcialmente la sección trasera del fuselaje, ubicada entre el ala y los estabilizadores, para de esta forma colocar ahí posibles equipos electrónicos. No obstante, todo esto se encuentra fuera del ámbito de este trabajo, por lo cual no se va a desarrollar más profundamente.

- Instalación de un paracaídas de aterrizaje

Son numerosos los UAV que incorporan estos sistemas, pues permiten tanto aterrizar en entornos no preparados como salvar la aeronave en caso de fallo catastrófico (pérdida de comunicaciones, empuje, etc). Un ejemplo de este tipo de sistemas es el paracaídas de emergencia del UAV DJI Matrice M200 [22]. El cuadrotor tiene un peso máximo al despegue de 6.14 kg, mientras que el sistema completo de frenado en caída pesa en torno a 650 gramos. Por esta razón, podría idearse un sistema similar para el SW-1, con un peso de entre 200 y 250 gramos. Esto, de nuevo, sacrificaría la capacidad de carga de la aeronave, pero añadiría un plus de seguridad al entorno de operaciones de la misma.

- Incorporación de un sistema de recarga de batería

Este sistema ha decidido no incorporarse inicialmente debido a que la autonomía lograda con la configuración implementada cumple con los objetivos operacionales descritos. No obstante, y si se quisiera aumentar esta autonomía más allá de las 5 horas, se podría instalar un cargador de baterías a bordo, de forma que el exceso de generación de potencia de los paneles solares se invertiría en recargar la batería. Durante las condiciones de vuelo óptimas, la aeronave consume entorno a 20W de potencia para mantenerse en vuelo. Dado que el pico de generación puede llegar a 50W en algunas condiciones, es evidente que hay un gran exceso aprovechable. Al igual que cualquier otro elemento, esto reduciría carga útil y aumentaría peso, por lo cual su uso quedaría probablemente condicionado por la misión a realizar

- Optimizar la estructura alar

Aunque esto ya se ha hecho a lo largo de este trabajo, lo cierto es que todavía hay mucho margen de mejora. La principal mejora en cuanto a la estructura del ala es añadir función estructural a los paneles de fibra de carbono. Aunque hasta ahora estos paneles no se han incluido en los cálculos de elementos finitos debido a que su función principal era dar forma a la superficie exterior del ala, lo cierto es que, con unas pequeñas modificaciones, estos paneles podrían ayudar a mejorar la resistencia estructural. De esta forma, se podría mantener la capacidad de carga de pago en 0.5kg, debido al mayor factor de seguridad de la estructura.

- Mejorar el diseño de los *winglets*

Dadas las limitaciones impuestas en cuanto a envergadura de la aeronave, las superficies de punta alar son una parte fundamental del incremento de la eficiencia aerodinámica. Por esta razón, una tarea pendiente sería tratar de optimizar su diseño todavía más, para así reducir la resistencia inducida.

- Mejorar el acabado superficial de las alas

Aunque el *Oracover* es un excelente recubrimiento para la superficie alar, sería interesante estudiar alternativas más robustas, como por ejemplo láminas finas de material compuesto. Esto se debe a que este film plástico tiende a deformarse bajo la tensión, lo cual provoca que la superficie del ala no tenga exactamente la misma forma que el perfil aerodinámico deseado. Aunque la diferencia es reducida, puede afectar a la eficiencia de la aeronave, por lo que se debería investigar una alternativa más adecuada, que permita mantener la forma a la vez que deje pasar la luz solar.

A continuación se van a evaluar algunas de las posibles aplicaciones del SW-1. Y es que, desde un primer momento, esta aeronave se concibió con un propósito en mente: poder colaborar en las labores de vigilancia de incendios forestales en nuestro país. A pesar de esto, son otras las funciones que puede llegar a desarrollar, y las cuales también se van a describir.

Empezando por el enfoque principal de aeronave de vigilancia, su adecuación hacia estas tareas es más que evidente. En España, cada verano arden de media casi 70.000 hectáreas [14], lo cual equivale a algo más de la superficie que ocupa la isla de Ibiza. Estos incendios tienen efectos devastadores en la fauna y flora silvestre, y en muchas ocasiones llegan incluso a amenazar a la población y a sus hogares. Es por esto que desde el gobierno y las autonomías todos los veranos se llevan a cabo programas de vigilancia, con el objetivo de poder detectar los posibles focos de incendio antes de que lleguen a propagarse. El principal problema de estas labores de vigilancia es que se realizan con aviones anfibios, como el AT-802FB .



Figura 9.0.1: Fotografía del AT-802FB en vuelo realizada por Xavier Larrosa [13]

En España hay actualmente un total de 16 aviones de este tipo [7] [8], que además de realizar labores de vigilancia, también participan de las tareas de extinción. Por esta razón, y en plena campaña de verano, hay ocasiones en las que los medios aéreos se ven desbordados, y son incapaces de satisfacer todas las necesidades. Ante este contexto de urgencia y necesidad, y también con el reciente crecimiento del sector de los UAV, aparece la oportunidad de emplear este tipo de aeronaves para realizar las tareas de vigilancia, de forma que los aviones de extinción se pueden dedicar únicamente a combatir el fuego.

El problema en cambio que presentan esas aeronaves no tripuladas es su autonomía, pues como se ha podido comprobar en el apartado 2.3, la mayoría de los sistemas con propulsión eléctrica no logran mantenerse en vuelo más allá de una o dos horas.

Es por esto que el UAV diseñado se adapta casi a la perfección a esta misión de vigilancia, pues gracias a su gran autonomía (superior a las 4 horas durante la mayor parte del verano y la primavera) y a la posibilidad de volar durante gran parte del día, ofrece una alternativa a los medios empleados en la actualidad. Además, con las mejoras descritas ya implementadas, podría portar sistemas de detección tales como cámaras infrarrojas o térmicas, que fueran tomando imágenes a lo largo de rutas programadas.

Esto no solo permitiría ayudar a mejorar la detección precoz de incendios forestales, sino que también haría posible reducir el coste de los programas de vigilancia. Aunque puede depender mucho en función del tipo de aeronave, las condiciones de vuelo y la calidad del mantenimiento, habitualmente el precio por hora suele situarse en varios cientos de euros. En cambio, si se reemplazaran estas aeronaves por UAV controlados remotamente, se conseguirían reducir tanto los costes de personal como de combustible y de mantenimiento. De esta forma, además de poder contar con más ojos en el cielo, se podrían cubrir áreas de terreno más extensas.

En cuanto a la reducción de personal y equipos, se puede apreciar a la perfección la diferencia que supone la integración de los UAV. Mientras que para operar una aeronave tradicional hacen falta varios mecánicos, controladores aéreos, personal de mantenimiento y un aerodromo preparado, en el caso de las aeronaves no tripuladas es más que suficiente con una pequeña nave industrial donde se puedan guardar y reparar los equipos, y un equipo formado por un mecánico, un piloto y un operador en tierra para poder operar un conjunto de hasta 4 o 5 UAV.

No obstante, y aunque las ventajas que ofrecen este tipo de sistemas son significativas, la solución no es reemplazar a todas las aeronaves tripuladas, sino crear una cohesión entre ellas. Pues aunque los UAV solares ofrecen muchas ventajas, también tienen inconvenientes significativos. El principal es la incapacidad de volar con condiciones meteorológicas adversas, con tiempo nublado, o a primeras y últimas horas del día. Además, las aeronaves especializadas de extinción suelen llevar a bordo una carga de agua cuando realizan tareas de vigilancia, pues en caso de detectar un foco de fuego pueden sofocarlo antes de que se extienda. Por esta razón, la solución propuesta consistiría en la cohesión y colaboración de medios como alternativa efectiva a las actuales tareas de prevención de incendios forestales. De esta forma, las aeronaves actuales podrían desplazarse entre los distintos puntos de interés (parques naturales, áreas de bosque, etc) mientras en cada uno de ellos se tiene un UAV vigilando que no se produzca un incendio forestal.

Además de esto, son otras las labores que podrían desempeñar aeronaves no tripuladas como el SW-1. Un ejemplo de dichas tareas sería el control y monitorización de cultivos, pues de esta forma

se podrían conocer mejor sus necesidades, y lograr una mayor eficiencia de los mismos. Actualmente esto ya se realiza, pero con UAV convencionales. Por esta razón, y sobretodo en grandes extensiones agrícolas, el uso de drones con una amplia autonomía podría permitir mejorar el conocimiento que se tiene acerca de los cultivos, y las posibles consecuencias que sequías, inundaciones o heladas tienen sobre las plantaciones.

Capítulo 10

Conclusiones obtenidas del proyecto

A la vista de los resultados obtenidos en apartados anteriores, ha quedado más que demostrada la viabilidad del diseño efectuado. Por dar algunas cifras significativas, la aeronave no tripulada sería capaz de realizar misiones de hasta 5 horas de duración entre los meses de abril a agosto y de 3.5 horas durante marzo y septiembre. Estos datos han sido extraídos para una altitud de vuelo de 2500 metros, a una latitud de 40° (sobre territorio Español) y con una carga de pago de 0.55 kg. Por tanto, se concluye que la aeronave cumple, de forma satisfactoria y teniendo en cuenta las limitaciones, con los objetivos planteados al inicio del trabajo.

Además de reafirmar el cumplimiento de los objetivos, hay una serie de consideraciones que se deben describir en cuanto al proceso seguido. En primer lugar, destacar la dificultad que ha supuesto conseguir integrar, de forma adecuada, todos los sistemas y partes en el conjunto de la aeronave (sobretudo las celdas solares). Estos elementos han sido especialmente problemáticos, pues dada la primicia fundamental de optimizar la eficiencia, la geometría alar se ha tenido que crear expresamente entorno a las celdas solares. En línea con esto, la normativa ha limitado la envergadura, y ha obligado a colocar *Winglets* en los extremos del ala. Además se han presentado otras limitaciones geométricas, como por ejemplo la sección delantera del fuselaje. Ésta se ha tenido que reducir al máximo para tratar de reducir la superficie mojada, y con ella la resistencia aerodinámica. Como consecuencia, se ha dificultado tanto la fabricación de la pieza como la extracción de los componentes electrónicos ubicados en su interior.

También añadir que el conformado de la estructura interna del ala se ha dificultado debido al poco espesor del perfil elegido. En aeromodelos de las mismas dimensiones, es habitual colocar varias varillas internas, tanto por el extradós como por el intradós, de forma que se reduce el peso manteniendo resistencia. En este caso esto no ha sido posible, y se han tenido que colocar varillas centrales de mayor sección y peso para soportar los esfuerzos estructurales.

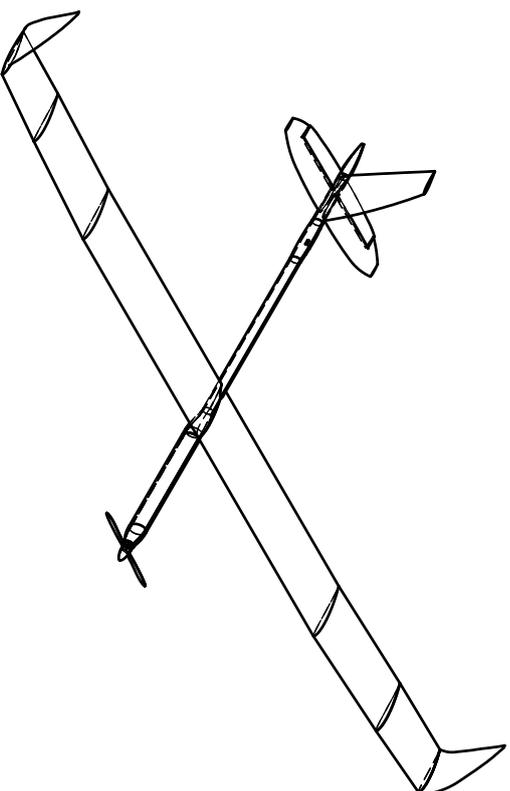
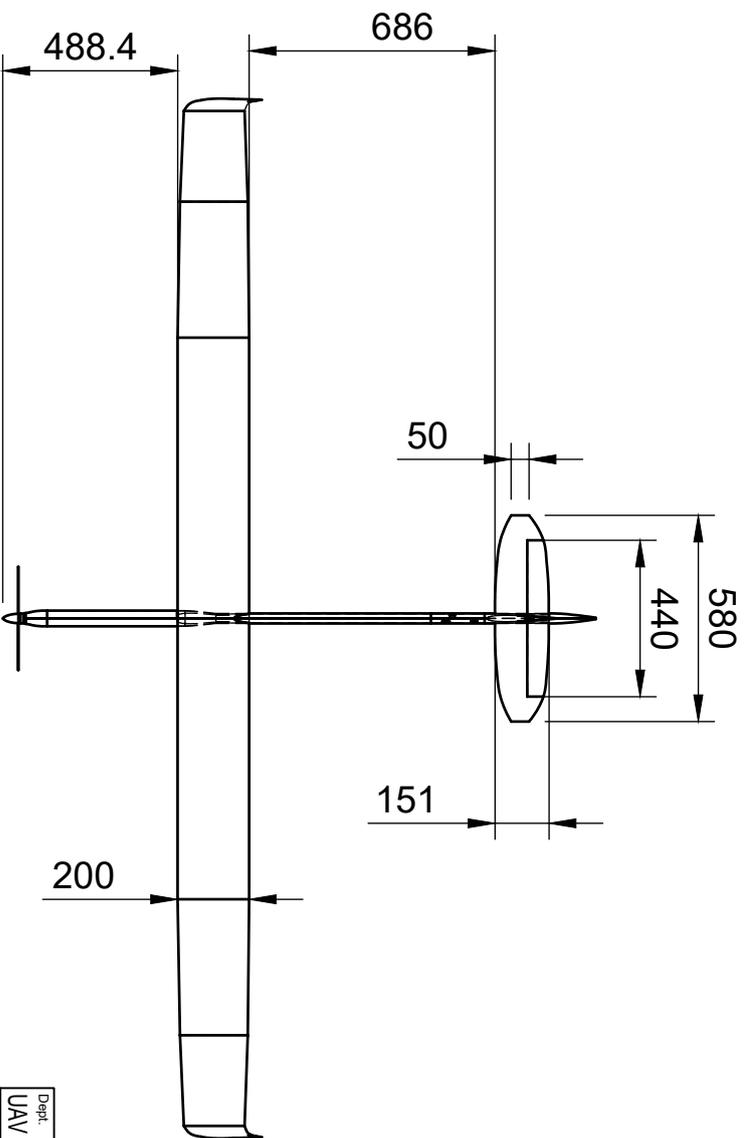
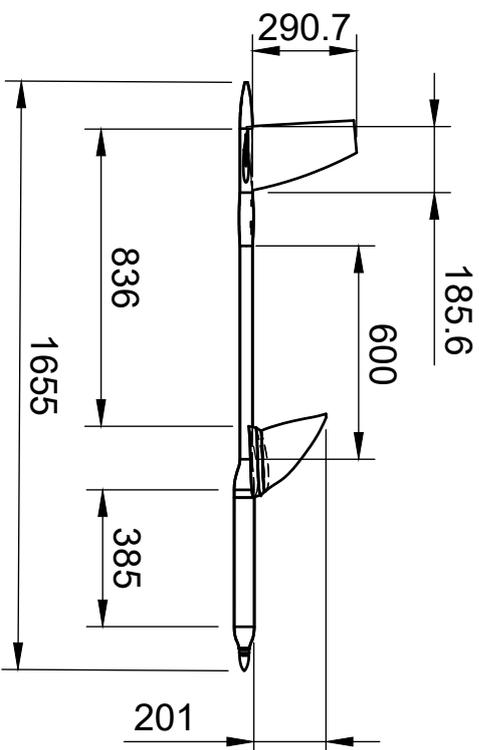
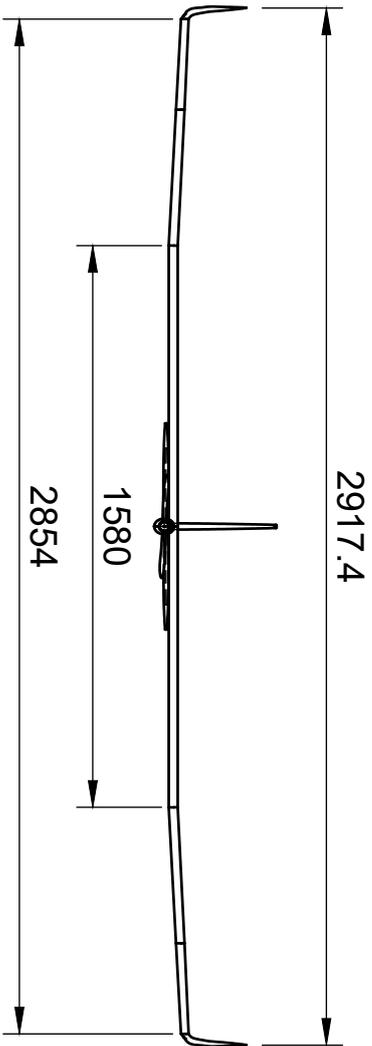
En resumen, la gran mayoría de las decisiones de diseño se han tomado teniendo el objetivo primario de reducir tanto peso como resistencia aerodinámica. Esto ha afectado significativamente a la forma final de la aeronave, y en algunos casos ha dificultado tanto el proceso de fabricación de la misma como el mantenimiento y operación por parte del piloto. No obstante, se ha demostrado que la aeronave cumple satisfactoriamente con los objetivos planteados, y es por tanto totalmente funcional.

Por esta razón, y gracias al apoyo de los anexos, bibliografía, pliego de condiciones y presupuesto, se puede dar por concluido este trabajo final de grado.

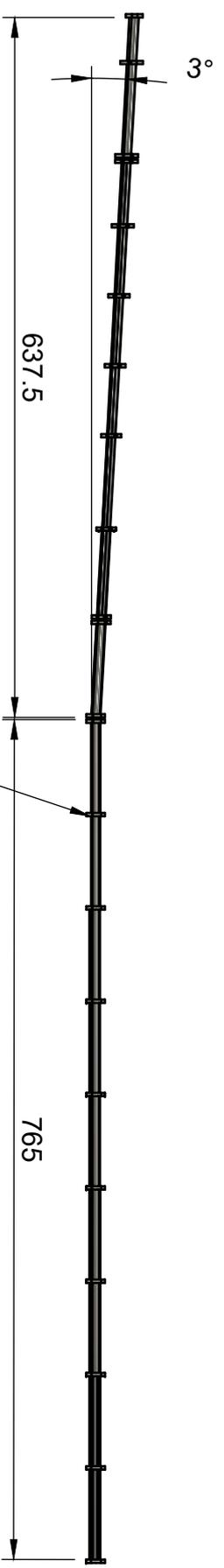
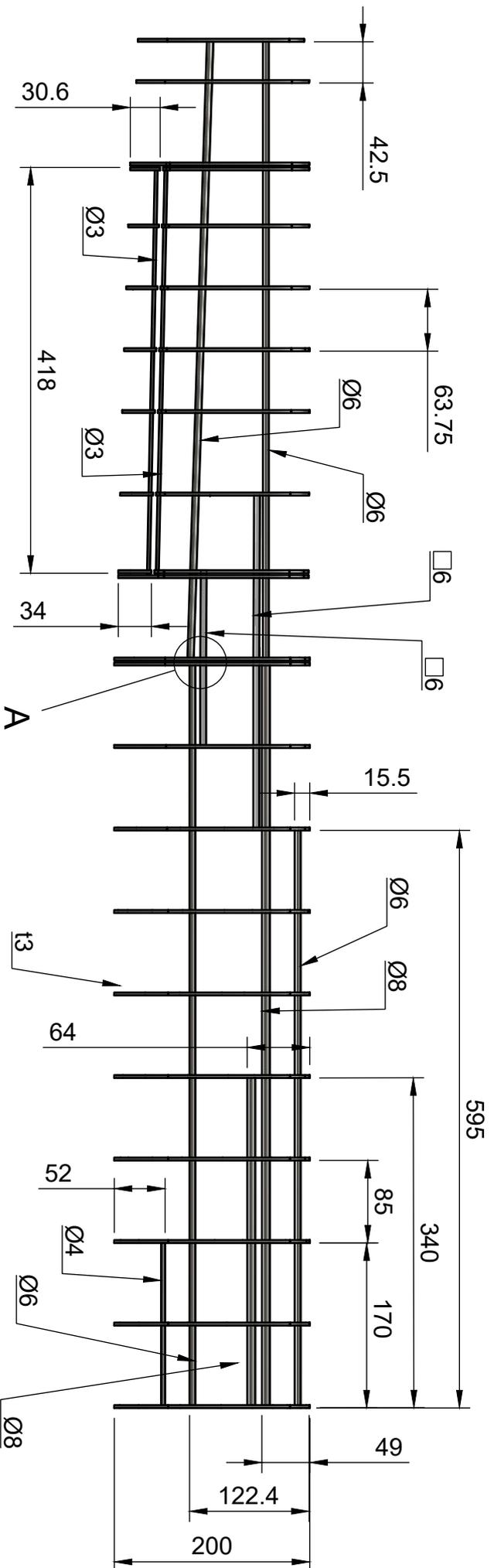
Apéndice A

Planos y bocetos de la aeronave

En este anexo se pueden observar con mayor detalle todos los planos realizados, tanto de la aeronave como de algunas de sus partes o componentes.

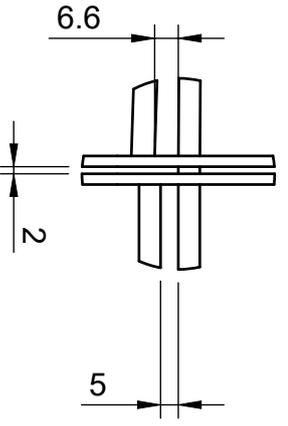


Dept. UAV systems	Technical reference SW.G.1	Created by Jordi Beneyto Alberó	Approved by Supervisor de diseño
Trabajo final del grado en Ingeniería Aeroespacial		Document type Dibujo de conjunto	Document status Versión definitiva
Tamaño A-3		Title Plano general de la aeronave	DWG. No. 1
Escala 1:15			Rev. 4
Valencia, a 02/06/2024		Date of issue 02/06/2024	Sheet 1/1

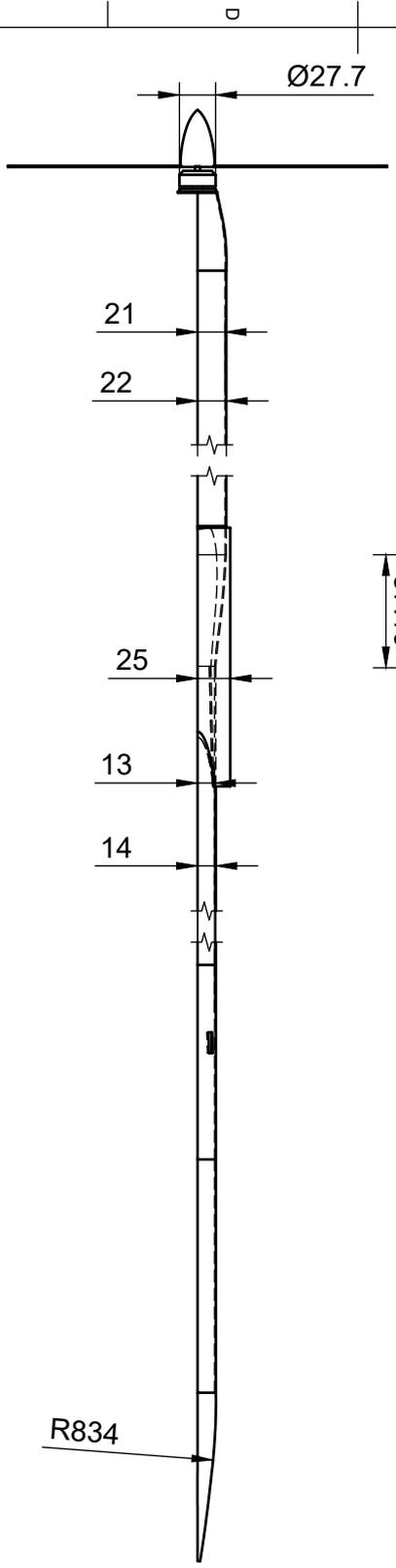
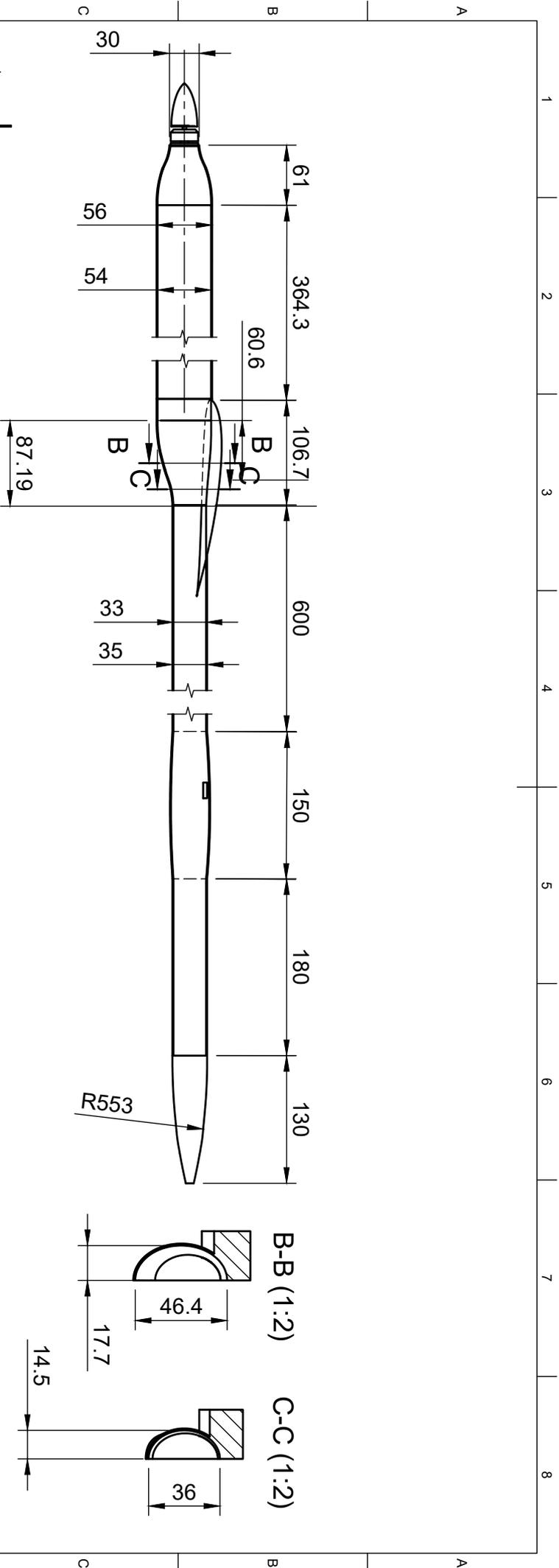


A (1:1.5)

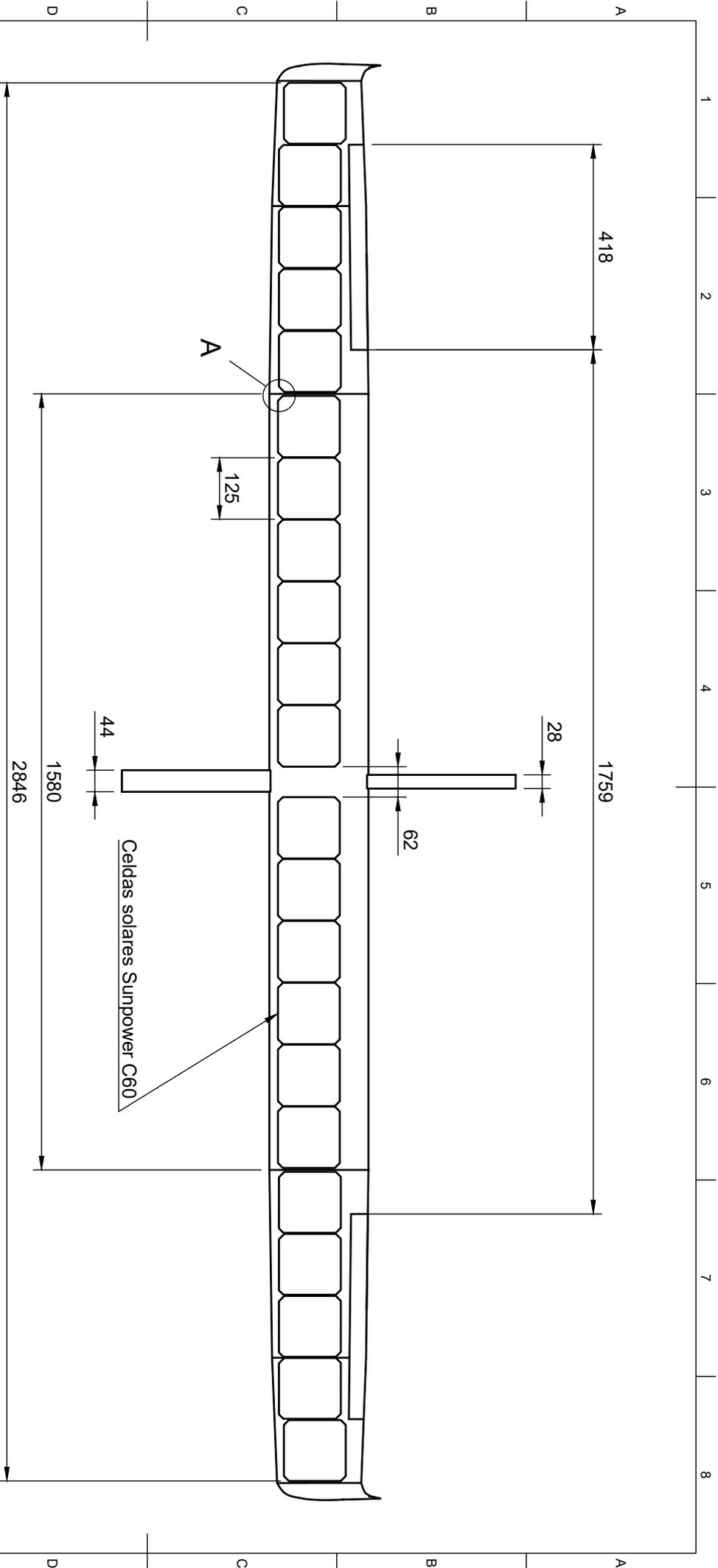
El perfil alar empleado es el SD 7037



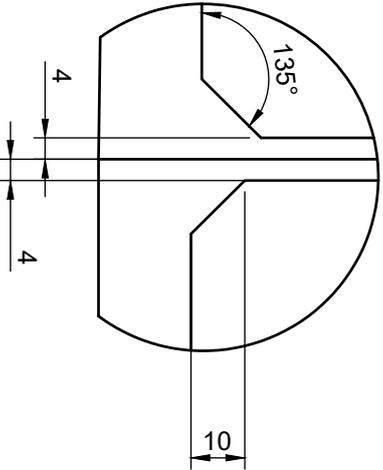
Dept. UAV systems	Technical reference SW.S.1	Created by Jordi Beneyto Alberó	Approved by Supervisor de diseño
Trabajo final del grado en Ingeniería Aeroespacial		Document type Plano de montaje	Document status Versión definitiva
Tamaño A-3		Title Plano de la estructura alar	DWG No. 2
Escala 1:4.2		Rev. 4	Date of issue 14/06/2024
Valencia, a 14/06/2024			Sheet 1/1



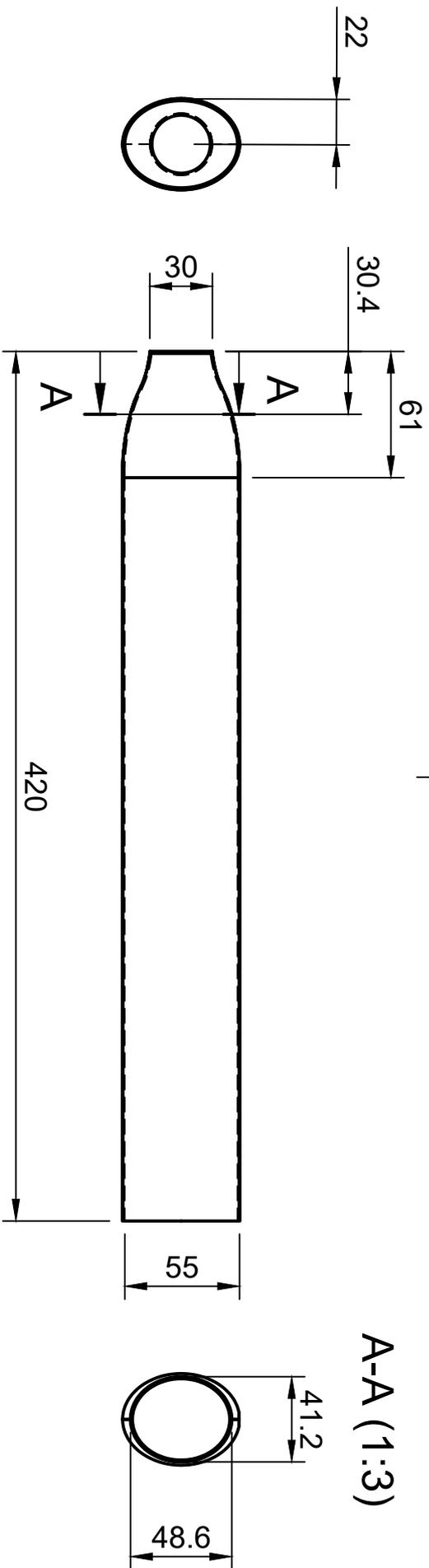
Dept. UAV systems	Technical reference SW.F.1	Created by Jordi Beneyto Alberó	Approved by Supervisor de diseño
Trabajo final del grado en Ingeniería Aeroespacial		Document type Plano general	Document status Versión definitiva
Tamaño A-3		Title Plano de la geometría del fuselaje completo	DWG No. 3
Escala 1:4		Rev. 3	Date of Issue 03/06/2024
Valencia, a 03/06/2024			Sheet 1/1



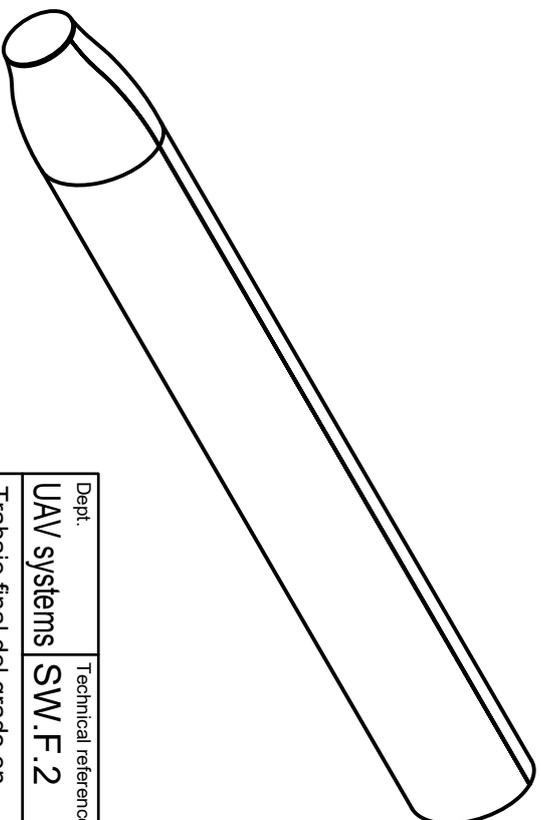
A (1:2)



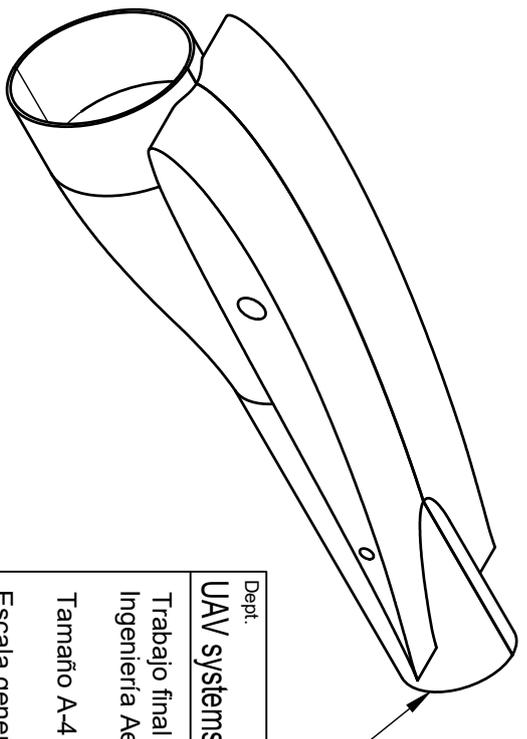
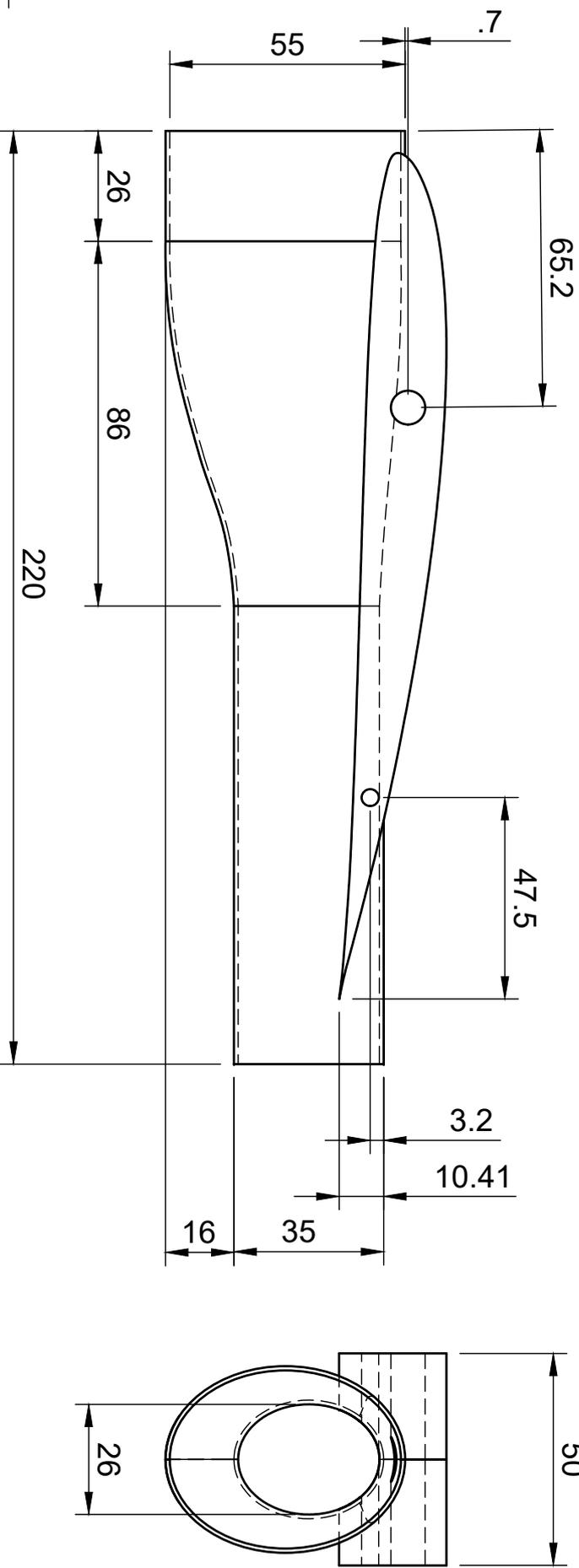
Dept:	UAV Systems	Technical Reference:	SW.M.1	Created by:	Jordi Beneyto Alberero	Approved by:	Supervisor de diseño
	Trabajo final del grado en Ingeniería Aeroespacial			Document type:	Dibujo de conjunto	Document status:	Versión definitiva
	Tamaño A-4			Title:	Distribución de los paneles solares sobre el ala	DWG No.:	4
	Escala 1:16			Rev.:	3	Date of Issue:	05/06/2024
	Valencia, a 15/06/2024					Sheet:	1/1



A-A (1:3)



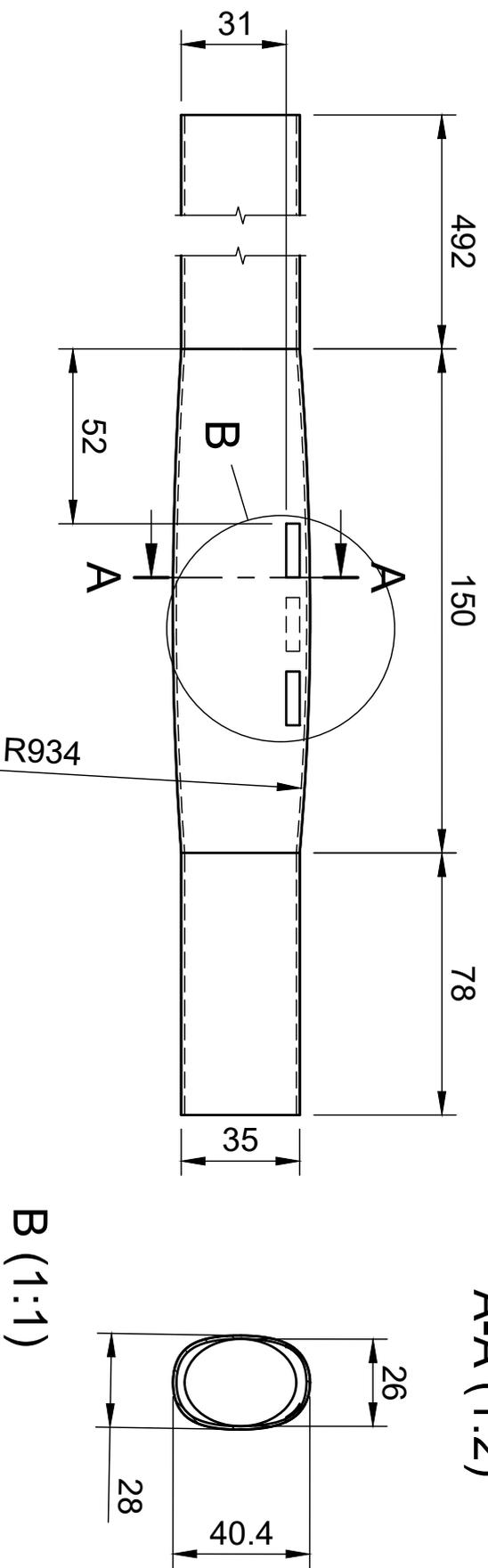
Dept. UAV systems	Technical reference SW.F.2	Created by Jordi Beneyto Alberro	Approved by Supervisor de diseño
Trabajo final del grado en Ingeniería Aeroespacial	Document type Plano general	Title Primera sección del fuselaje	Document status Versión definitiva
Tamaño A-4		DWG No. 5	
Escala general 1:3		Rev. 2	Date of issue 23/06/2024
Valencia, a 23/06/2024			Sheet 1/1



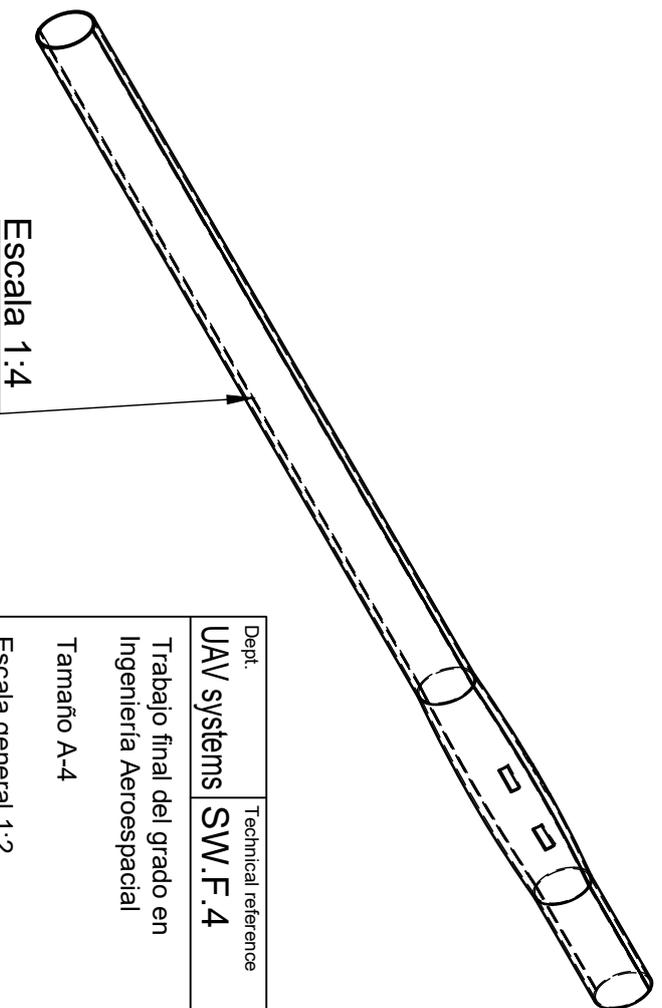
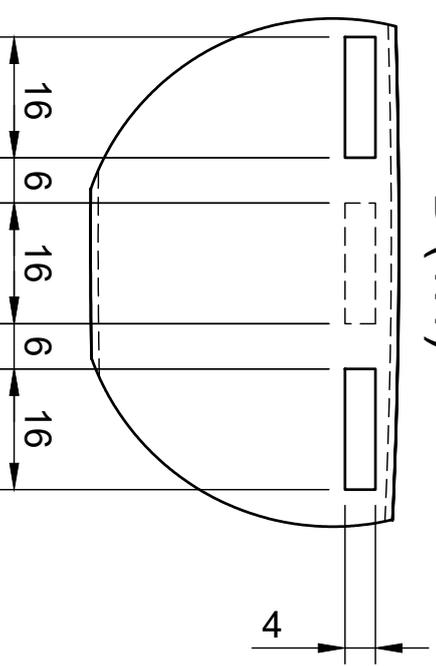
Escala 1:2

Dept. UAV systems	Technical reference SW.F.3	Created by Jordi Beneyto Alberro	Approved by Supervisor de diseño
Trabajo final del grado en Ingeniería Aeroespacial		Document type Plano general	Document status Versión definitiva
Tamaño A-4		Title Segunda sección del fuselaje	DWG No. 6
Escala general 1:1.5		Rev. 3	Date of issue 23/06/2024
Valencia, a 23/06/2024		Sheet 1/1	

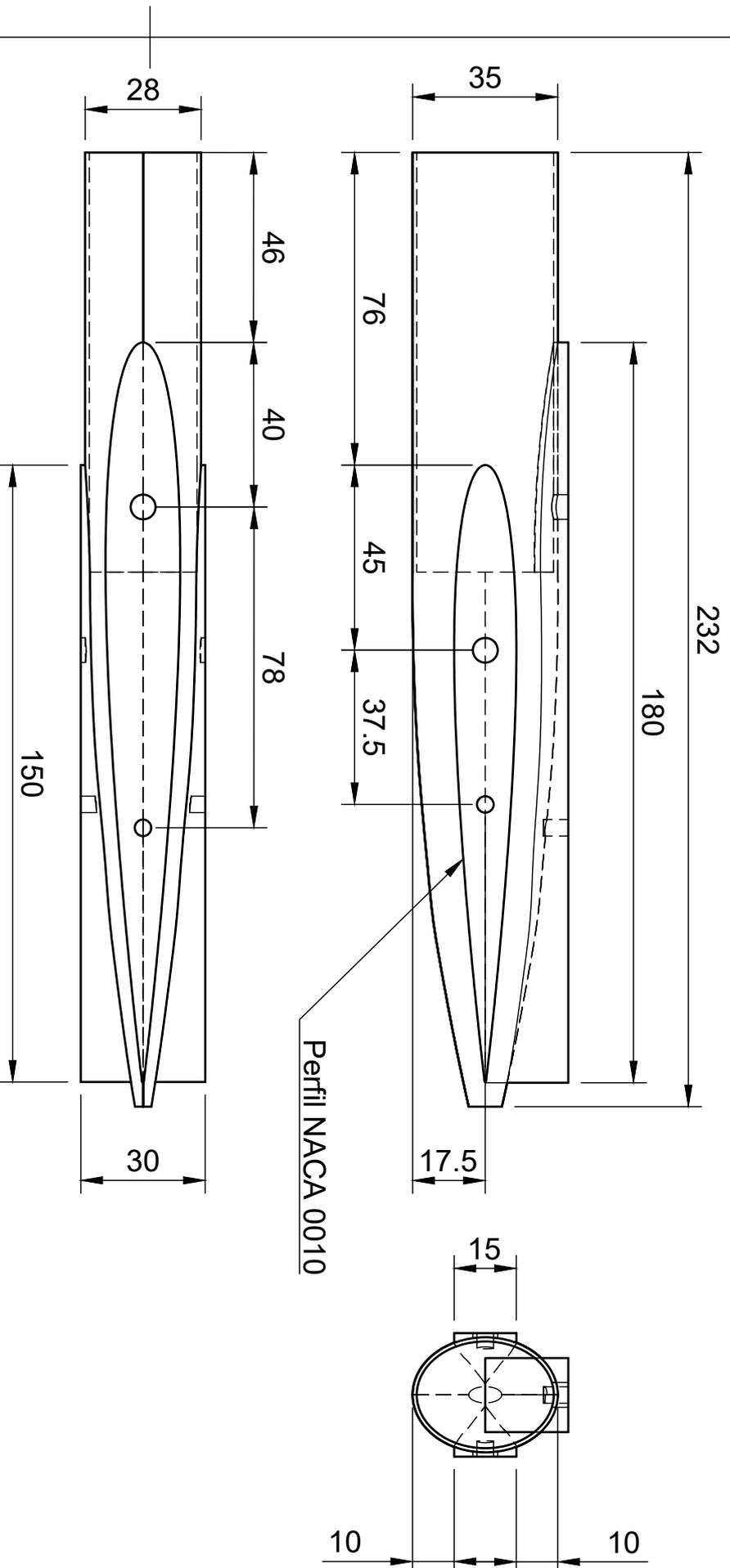
A-A (1:2)



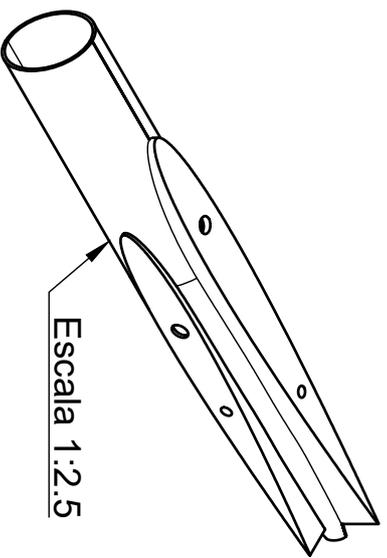
B (1:1)



Dept. UAV systems	Technical reference SW.F.4	Created by Jordi Beneyto Alberro	Approved by Supervisor de diseño
Trabajo final del grado en Ingeniería Aeroespacial		Document type Plano general	Document status Versión definitiva
Tamaño A-4		Title Tercera sección del fuselaje	DWG No. 7
Escala general 1:2			Rev. 3
Valencia, a 23/06/2024			Sheet 1/1



Perfil NACA 0010



Escala 1:2.5

Dept. UAV systems	Technical reference SW.F.5	Created by Jordi Beneyto Alberó	Approved by Supervisor de diseño
Trabajo final del grado en Ingeniería Aeroespacial		Document type Plano general	Document status Versión definitiva
Tamaño A-4		Title Cuarta sección del fuselaje	DWG No. 8
Escala general 1:1.5			Rev. 3
Valencia, a 23/06/2024		Date of issue 23/06/2024	Sheet 1/1

Apéndice B

Características técnicas de la aeronave

En este anexo se recogen todas las características de la aeronave, tanto geométricas y físicas como aerodinámicas y de potencia.

Parámetro	Valor	Parámetro	Valor	Parámetro	Valor
OEW (kg)	2.17	Potencia instalada (W)	77	Autonomía máxima (h)	5.45
MPL (kg)	0.55	Potencia efectiva (W)	53	$V_{Stall-OEW}$ (km/h)	26
MPL (cm ³)	180	Potencia propulsiva (W)	37.5	$V_{Stall-MTOW}$ (km/h)	28.1
b_W (m)	2.917	Capacidad batería (mAh)	4200	V_{Max} (km/h)	56
S_W (m ²)	0.608	Techo de vuelo (m)	4000	V_Z máxima (ft/min)	87

Cuadro B.0.1: Características técnicas del UAV

Destacar que el techo de vuelo se ha calculado como la altura a la cual la velocidad ascensional máxima es de 40 ft/min, por lo cual la aeronave podría volar todavía más alto. Todos los cálculos de prestaciones se han hallado con la masa máxima al despegue y con un ángulo de incidencia sobre los paneles solares de 45°.

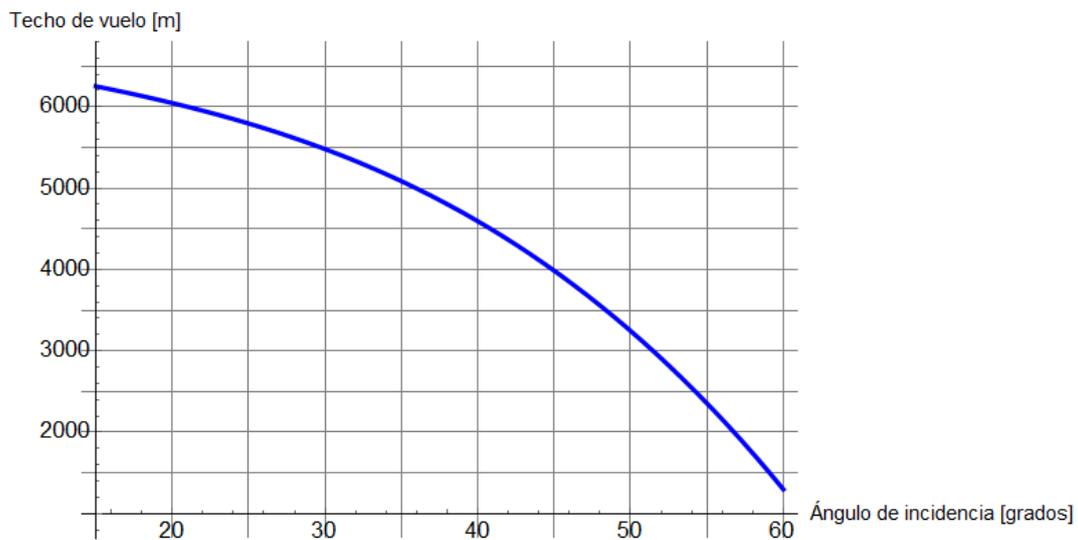


Figura B.0.1: Evolución del techo de vuelo con el ángulo de incidencia de la luz solar

A continuación, se puede observar la evolución de la posición azimutal durante algunos meses del año. Destacar que el la posición del sol se ha calculado el día 15 de cada mes. También indicar que agosto es equivalente a abril, y septiembre a marzo, pues la posición de máxima elevación se consigue, en el hemisferio norte, el 21 de junio.

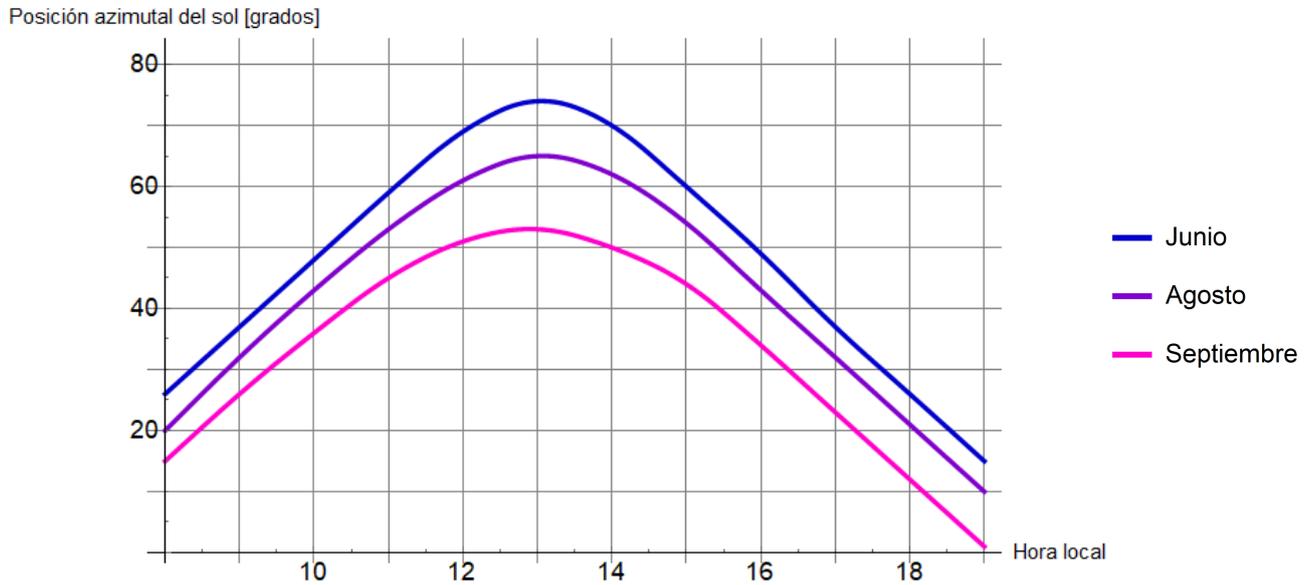


Figura B.0.2: Evolución de la posición azimutal solar en función de la hora y y el mes del año

A continuación se indican las derivadas aerodinámicas principales de la aeronave. Estas se han obtenido tanto mediante software CFD como utilizando programas tales como el XFLR5 (apartado 4.4.1). Las condiciones de vuelo empleadas han sido $\alpha=2.7^\circ$ y $V_\infty=10.8$ m/s.

Derivada	Valor	Derivada	Valor	Derivada	Valor
CL_α	5.065	$CM_{\alpha dot}$	-5.482	CL_P	-0.0999
CM_α	-1.929	CY_β	-0.1047	CN_P	-0.0128
CL_q	5.737	CL_β	-0.0224	CY_R	0.0342
CM_q	-31.678	CN_β	0.0183	CL_R	0.0228
$CL_{\alpha dot}$	0.993	CY_P	-0.0242	CN_R	-0.0089

$CL_{\delta E}$	$CM_{\delta E}$	$Cl_{\delta A}$	$CN_{\delta A}$	$Cl_{\delta R}$	$CN_{\delta R}$
0.294	-1.615	0.245	0.0015	0.0076	-0.0745

Cuadro B.0.2: Derivadas aerodinámicas y de control de la aeronave

Importante no confundir CL con Cl. El primero hace referencia al coeficiente de sustentación (de “Lif” en inglés) y el segundo al coeficiente de momento alrededor del eje x de la aeronave.

Apéndice C

Pliego de condiciones técnicas

C.1. Introducción

El objetivo principal de este documento es recoger todos los aspectos técnicos alrededor del diseño y fabricación del prototipo de aeronave con propulsión solar. De esta forma, debe servir como una guía a seguir para que cada una de las partes de la aeronave sean correctas y válidas.

El proyecto al cual aplica este documento, tal como se ha comentado previamente, es el de diseño y fabricación de un UAV con propulsión solar. Este proyecto, llevado a cabo dentro del ámbito educativo como trabajo final de grado, tiene como objetivo diseñar y producir una aeronave no tripulada, cuya fuente principal de potencia son una serie de paneles solares instalados en el ala. Con esto, se busca aumentar significativamente la autonomía que poseen las aeronaves eléctricas puras actualmente, de tal forma que pueda realizar misiones que hasta ahora solo se planteaban realizar los UAV con motores de combustión: vigilancia aérea de larga duración, prevención de incendios forestales, etc.

Aunque se van a tratar todas las fases del proyecto, la realidad es que la mayoría de condicionantes o requerimientos a describir van a hacer referencia a la etapa de fabricación del prototipo, así como a la manufactura de sus diferentes piezas. También se detallarán las pruebas a las que se deberá someter a la electrónica, con el fin de poder asegurar el correcto funcionamiento de la misma.

C.2. Extracto de la normativa aplicable al diseño, fabricación y ensayos del UAV

A la hora de realizar cualquier tipo de actividad industrial o de ingeniería, es necesario contrastar que se cumple la normativa aplicable. Aunque hay una gran multitud de regulaciones que pueden llegar a afectar tanto al diseño como a la fabricación del UAV, en este apartado únicamente se tratarán aquellas que sean más importantes y afecten sustancialmente a los procesos seguidos, pues de lo contrario este documento se volvería extremadamente extenso.

- Reglamento UE 2019/945 y 2019/947

Estos reglamentos regulan tanto los entornos de operación de los UAS (equivalente a UAV en Europa) como sus limitaciones y las de sus operadores/pilotos. Son fundamentales tanto en la

etapa de diseño como en la operación de la aeronave, pues imponen requerimientos en cuanto a dimensiones, prestaciones, sistemas de identificación, entornos y condiciones de operación, etc. Para más detalles, consultar el anexo [E](#)

- European Standard EN ISO 9001

Este estándar europeo regula los requisitos aplicables a los sistemas de gestión de calidad, que se pueden implementar para asegurar que todas las partes y piezas de la aeronave cumplen con sus parámetros de diseño.

- European Standard EN ISO 14001

Este estándar regula los criterios que deben cumplir los sistemas de gestión ambiental. Es especialmente relevante durante el proceso de fabricación de materiales compuestos, pues algunas de las sustancias químicas empleadas pueden ser peligrosas para el medio ambiente.

- European Standard EN ISO 45001

Este estándar proporciona directrices para los sistemas de gestión de la seguridad y la salud en el trabajo (conocidos como SST). Es de especial relevancia en el proceso de fabricación, pues las sustancias empleadas son perjudiciales para la salud si no se trabajan de forma adecuada. Además, en el post procesado de las piezas de material compuesto, la exposición continuada al polvo que se genera del corte o lijado de las mismas puede tener efectos graves en la salud.

- European Standard EN ISO 31000

Este estándar proporciona guías y directrices para los procesos de gestión de riesgo. Es de especial interés tanto en la fase de producción del prototipo como posteriormente en las pruebas de vuelo a realizar.

- European Standard EN 4709-002

Este estándar define tanto los requisitos técnicos como de producción de los sistemas tipo UAV. Resulta de especial interés, pues entre otros impone la necesidad de tener un diseño modular, que facilite el mantenimiento y permita la mejora de los componentes. También aplica a las comunicaciones entre el piloto y la aeronave, y a las pruebas que deben superar los UAS.

- European Standard EN 13830

Regula los requisitos que deben cumplir las estaciones terrestres de control del UAV, tales como la calidad de la interfaz de usuario, la compatibilidad con diferentes aeronaves y sistemas, la mitigación de fallos, el monitoreo en tiempo real, etc.

Tanto en la fase de diseño como en la posterior etapa de producción, será necesario tener en cuenta todas estas normativas y regulaciones, con el fin de poder asegurar que la aeronave resultado cumple con los estándares de calidad aplicables, y que se ha fabricado siguiendo todas las directrices necesarias.

C.3. Especificaciones técnicas

A lo largo de esta sección, se van a describir las especificaciones técnicas de las piezas que componen el UAV. Se detallarán valores tales como el peso previsto, el espesor, las tolerancias, los materiales a utilizar o el color de los mismos. En el caso de los componentes electrónicos, se indicarán sus valores nominales de funcionamiento, y los posibles ensayos que sea necesario realizar para asegurar su correcto funcionamiento.

De esta forma, y aunque no se va a analizar en detalle cada una de las piezas individuales que conforman la aeronave, si se podrá tener una visión global de las mismas, y de esta forma poder diferenciar (en caso de querer replicar el proyecto) entre las piezas defectuosas y las correctas.

C.3.1. Piezas y materiales de adquisición directa

Son aquellos elementos que se adquieren directamente al proveedor y se instalan en la aeronave sin modificaciones mayores, tales como las varillas y tubos de material compuesto, o el recubrimiento plástico del ala



Pieza	Tubo fibra de carbono ϕ 8mm x 100cm	Proveedor	ClipCarbono
Dimensiones	ϕ 8mm ext, ϕ 6mm int, 100cm long	Peso	35 ± 5 (g/m)
Procesado	Corte a la medida requerida	Material	Epoxi/Carbono
Notas	-	Cantidad	3

Cuadro C.3.1: Especificaciones e imagen del elemento número 1



Pieza	Tubo fibra de carbono ϕ 6mm x 160cm	Proveedor	Decathlon
Dimensiones	ϕ 6mm ext, ϕ 4mm int, 160cm long	Peso	23 ± 1 (g/m)
Procesado	Corte a la medida requerida	Material	Epoxi/Carbono
Notas	-	Cantidad	5

Cuadro C.3.2: Especificaciones e imagen del elemento número 2



Pieza	Tubo fibra de carbono ϕ 4mm x 160cm	Proveedor	Decathlon
Dimensiones	ϕ 4mm ext, ϕ 2mm int, 160cm long	Peso	14 ± 0.75 (g/m)
Procesado	Corte a la medida requerida	Material	Epoxi/Carbono
Notas	-	Cantidad	2

Cuadro C.3.3: Especificaciones e imagen del elemento número 3



Pieza	Varilla fibra de carbono ϕ 3mm x 160cm	Proveedor	Decathlon
Dimensiones	ϕ 3mm ext, 160cm long	Peso	10 ± 0.5 (g/m)
Procesado	Corte a la medida requerida	Material	Epoxi/Carbono
Notas	-	Cantidad	1

Cuadro C.3.4: Especificaciones e imagen del elemento número 4



Pieza	Varilla fibra de carbono ϕ 2mm x 100cm	Proveedor	ClipCarbono
Dimensiones	ϕ 2mm ext, 100cm long	Peso	5 ± 0.25 (g/m)
Procesado	Corte a la medida requerida	Material	Epoxi/Carbono
Notas	Comprobar que no llega dañada	Cantidad	9

Cuadro C.3.5: Especificaciones e imagen del elemento número 5

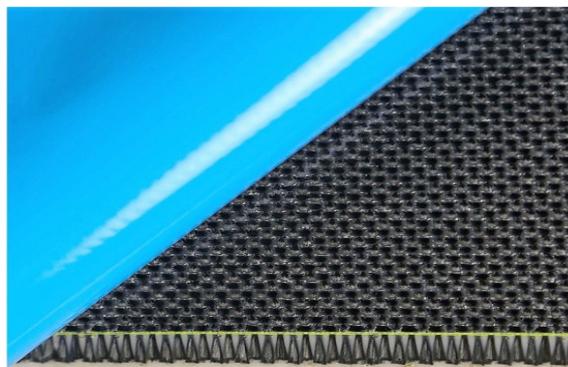


Pieza	Oracover color rojo ferrari	Proveedor	Super RC
Dimensiones	60 cm x 1 m	Peso	110 g/m ²
Procesado	Corte a las dimensiones requeridas	Cantidad	3
Aplicación	Se debe colocar sobre la superficie, y con ayuda de una fuente de calor (en torno a 120°C) presionar contra dicha superficie. Tras hacer esto en todos los extremos, se aplica calor en la zona en “voladizo” para tensar y que quede totalmente plano y liso.		

Cuadro C.3.6: Especificaciones e imagen del elemento número 6

C.3.2. Materias primas a utilizar

Gran parte de las piezas que se emplean para fabricar la aeronave se deben fabricar expresamente para ello, por lo cual es necesario conocer las materias primas que se van a emplear. Se incluyen tanto los materiales necesarios para conformar los moldes (sobre los que se laminan piezas) como para las propias piezas.



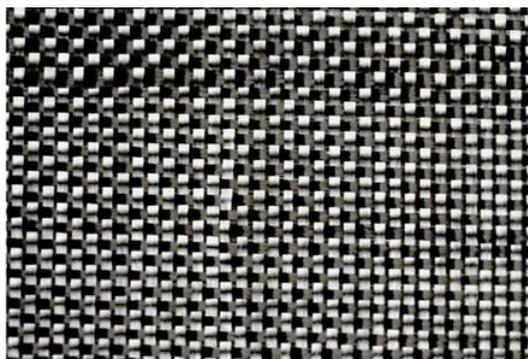
Material	Prepreg de Carbono-Epoxi MTC510	Proveedor	Castro Composites
Dimensiones	125cm x 80cm	Peso	200 (g)
Composición	Epoxi (42%) y Carbono (58%)	Cantidad	2
Conservación	Mantener siempre a temperaturas inferiores a -18°C, durante un periodo máximo de un año. Proteger de la luz solar y la humedad		

Cuadro C.3.7: Especificaciones e imagen de la materia prima número 1



Material	Resina Crystic U904LVK30	Proveedor	Castro Composites
Composición	Resina de poliéster insaturado	Peso	5 (kg)
Catalizador	PMEC al 1.5 % en peso	Cantidad	1
Conservación	Mantener en un lugar fresco y seco alejado de la luz solar		

Cuadro C.3.8: Especificaciones e imagen de la materia prima número 2



Material	Tejido tafetán carbono 3K	Proveedor	Castro Composites
Composición	Fibra de carbono	Peso	160 g/m2
Conservación	Sin requerimientos	Cantidad	2.5 m2

Cuadro C.3.9: Especificaciones e imagen de la materia prima número 3



Material	Bobina de PLA 1.1kg	Proveedor	JAYO
Temperatura de extrusión	210 °C - 235 °C	Diámetro	1.75 ± 0.02 mm
Temperatura de distorsión	57 °C	Cantidad	1
Conservación	Mantener en un lugar fresco y seco alejado de la luz solar		

Cuadro C.3.10: Especificaciones e imagen de la materia prima número 4



Material	Madera de contrachapado	Proveedor	Leroy Merlin
Dimensiones	122 x 250 x 0.3 cm	Densidad	0.55 ± 0.05 g/cm ³
Conservación	Mantener en un lugar fresco y seco	Cantidad	1

Cuadro C.3.11: Especificaciones e imagen de la materia prima número 5

C.3.3. Piezas a fabricar

Tras conocer cada una de las materias primas que van a utilizarse para conformar las distintas piezas de la aeronave, el siguiente paso es centrarse en estas mismas piezas. No obstante, primero se evaluarán los requerimientos de los moldes utilizados para crear algunas de estas piezas. En cuanto al proceso de fabricación, mencionar que no se va a describir en el pliego de condiciones técnicas, pues ya se ha reflejado a lo largo de la memoria principal. Por tanto, en caso de querer replicar la aeronave, la información necesaria detallada en cuanto al proceso de creación de los componentes se puede consultar en el apartado 8.

- Aspectos técnicos de los moldes impresos en 3D

La herramienta utilizada para dar forma a estas matrices ha sido la impresora 3D Anet A-8. Esta maquina ha sido calibrada de forma previa, y se ha asegurado que el resultado de la impresión tiene las medidas correspondientes con una banda de error menor a ± 0.5mm. Aunque ha sido la maquina empleada por disponer de ella de forma directa, cualquier otro tipo de impresora 3D resulta válida para esta tarea, siempre que la precisión de impresión sea la descrita. En cuanto a la configuración de la impresión, se ha utilizado una boquilla de 0.4mm de diámetro, con una temperatura de extrusión de 220 °C y una altura de capa de 0.2mm.

Tras obtener cada uno de los moldes, el siguiente paso es comprobar que sus dimensiones son correctas. Para esto, se miden dos dimensiones características de los mismos, tales como el ancho, la distancia entre agujeros, la altura, etc. Al igual que antes, el error máximo no debe superar 0.5 mm. A continuación se procede con la etapa de lijado. Esta fase es fundamental, pues permite pasar de una rugosidad superficial elevada a un acabado completamente liso. Para esto se utilizan lijas de grano progresivamente mayor, empezando por 120 y terminando con lijas al agua de 800. Es fundamental comprobar que no quedan agujeros en la superficie, así como que esta es continua y no presenta irregularidades. Tras proceder con el acabado superficial se vuelve a realizar la medición de la pieza, y en este caso el error máximo permitido es bien de 0.5 mm o del 0.5 % (considerar el menor en cada caso). Si se cumplen estos requerimientos, se da por válida la geometría obtenida.

En caso de tener que unir entre sí varias partes, el lijado se realizará de forma posterior, pues de esta forma se podrán eliminar posibles irregularidades que se generen fruto de la unión. Además, se deberá prestar especial atención a que no quedan agujeros o hendiduras cerca de la zona de unión. Si no fuera así, se deberá utilizar un compuesto especial para rellenar dichos agujeros y así evitar problemas durante la etapa de laminado.

A continuación, el siguiente paso es describir todos los parámetros técnicos que deben cumplir los procesos y las piezas que se fabriquen con material compuesto.

- Bordes de ataque

Los bordes de ataque son una de las partes más complejas de fabricar, junto con el fuselaje de la aeronave. Para su fabricación, se emplean las materias primas anteriormente descritas en los cuadros C.3.9 y C.3.8. Además, se utilizan los moldes o matrices anteriormente designados, y se aplica una capa de desmoldeante sobre la superficie para facilitar la extracción. El patrón sobre el que se lamina contiene la geometría interior, pues de esta forma el ajuste con las costillas es mejor. Se deben aplicar dos capas de fibra, y es importante retirar el exceso de resina durante la fase de curación en vacío.

Es importante comprobar que no queda ninguna arruga ni burbuja a lo largo de la superficie, así como excesos de resina o fibras sueltas. Durante el procesado posterior, se debe evitar someter a la pieza a estrés físico (sobretudo durante el corte y lijado), así como exponerla a fuentes de calor o zonas húmedas.

El peso máximo de cada elemento dependerá de su longitud, aunque se fija el valor de 32 ± 3 g/cm . En cuanto a la longitud de las piezas, el error de medida deberá ser menor al 1 % para asegurar que encaja correctamente. Y en relación al espesor, éste deberá ser de 0.55 ± 0.1 mm. De esta forma, se asegura que la pieza tiene un espesor y una resistencia constante, y no hay zonas con poco o mucho material.

- Paneles planos

El proceso de fabricación de estos elementos es más sencillo, y no tiene tantos requerimientos técnicos. Únicamente mencionar que el preimpregnado (cuadro C.3.7) se debe trabajar a bajas temperaturas, y el curado se debe realizar con condiciones de vacío y a una temperatura superior a 90°C durante al menos tres horas. Para verificar que las distintas capas se han unido

correctamente, se prepara a la vez una probeta, y tras el curado se intenta de-laminar tirando de cada una de las capas en una dirección opuesta. Tras el recorte de estos elementos, la longitud se debe ajustar a su valor de diseño con $\pm 1\text{mm}$ y el ancho con $\pm 0.5\text{mm}$. El grosor nominal de estas piezas es de 0.475mm , y dado que su proceso de fabricación es muy automatizado, no es necesario comprobar la adecuación de este valor.

■ Fuselaje

El fuselaje se divide en un total de 4 partes, por lo que cada una de ellas presenta sus peculiaridades. Al igual que los bordes de ataque, se laminan sobre un molde fabricado con impresión 3D. No obstante, en este caso dicha matriz contiene la geometría exterior de la pieza, y no la interior como ocurre con las piezas mencionadas. Todas las secciones se fabrican en dos partes, que se deben unir posteriormente para dar lugar a la pieza final. Antes de realizar la unión es importante eliminar el exceso de material, así como lijar el borde hasta que quede completamente plano. Tras hacer esto, se deben unir ambos moldes con las piezas en su interior, y aplicando dos tiras de fibra a lo largo de la línea de unión, fijar ambas partes. Dado que es una geometría interna, en lugar de aplicar vacío se debe emplear presión positiva, insertando una vejiga por el interior e hinchándola con al menos 0.75 atm positivas respecto a la presión ambiente. Al extraer la pieza, se debe comprobar el acabado exterior, y en caso de ser necesario, pulir sutilmente con una lija de grano mayor a 350.

Una peculiaridad que presenta la tercera sección es que incorpora los servomotores en su interior. Como la zona destinada para ello es más grande que las regiones continuas, una vez se tienen las dos mitades se deben introducir los componentes electrónicos en su interior, antes de proceder a unirlos. En esta ocasión, la unión se realiza tanto por el interior, en los extremos; como por el exterior, a lo largo de la longitud que no se puede completar desde dentro.

En el caso de la última sección trasera, la fabricación no se realiza sobre un molde en negativo, sino que se hace sobre uno en positivo. De esta forma, esta matriz tiene la geometría exterior de la pieza resultante, aunque con las dimensiones reducidas para que, tras el laminado, las dimensiones de la pieza obtenida sean las correctas. En este caso, también se debe extraer las dos mitades del molde, y unir posteriormente.

En el caso de la sección que incorpora las varillas de $\phi 2\text{mm}$, se debe realizar un primer laminado de 2 capas de carbono, introducir las varillas, fijarlas mediante pegamento bicomponente epoxi, aplicar una capa de resina sobre las uniones posteriormente, y finalmente laminar una tercera capa de material por encima. De esta forma, las varillas quedan integradas en el fuselaje. Para mejorar la adherencia de éstas, se puede realizar un pequeño lijado con una lija de 80, para de esta forma eliminar el acabado pulido y crear pequeñas hendiduras en la superficie que mejoren la unión con la resina.

Tras fabricar cada una de las partes mencionadas, se deben comprobar algunos parámetros claves de las mismas:

Cualidad	Sección 1	Sección 2	Sección 3	Sección 4
Longitud (mm)	420 ± 4	205 ± 2	720 ± 5	232 ± 2
Espesor de pared (mm)	0.6 ± 0.1	0.9 ± 0.2	0.9 ± 0.2	0.6 ± 0.1
Peso (g)	43.5 ± 5	41 ± 5	123 ± 10	25 ± 5

Cuadro C.3.12: Especificaciones generales de las distintas secciones del fuselaje

■ Otros elementos

Aunque anteriormente se han descrito las partes más importantes que forman el UAV, lo cierto es que hay otro tipo de componentes que también se deben fabricar y verificar. No obstante, y dada la gran cantidad de estas pequeñas piezas (como tornillos, acoples, pasadores, etc), junto con el hecho de que la mayoría sirven como elementos de unión, lo cierto es que no se deben inspeccionar de forma individual, sino que se debe corroborar que cumplen con sus funciones una vez instalados en la aeronave. De lo contrario, sería necesario dedicar mucho tiempo y esfuerzos a este tipo de componentes.

C.3.4. Componentes electrónicos

Al igual que con las piezas fabricadas expresamente para la aeronave, también es importante asegurar el correcto funcionamiento y adecuación de los componentes electrónicos empleados. Por esta razón, se van a describir las distintas pruebas y ensayos a realizar, con el fin de evitar las posibles consecuencias del mal funcionamiento de alguno de ellos.

Paneles solares

Estos elementos son críticos para el correcto funcionamiento de la aeronave, y debe comprobarse, por tanto, que funcionan de forma satisfactoria, antes siquiera de instalarlos. Las pruebas a realizar serán las siguientes:

■ Inspección visual

El primer paso tras recibir todos los paneles solares es comprobar que funcionan correctamente y no presentan ningún desperfecto apreciable. En caso de no ser así, es fundamental descartar aquellas celdas dañadas, para evitar así problemas posteriores.

■ Comprobación de continuidad

Una vez soldadas las placas de forma individual (posterior al aplicado del recubrimiento), es esencial comprobar que no presentan ningún tipo de cortocircuito interno. Para eso, se medirá la resistencia que presenten todas ellas en iguales condiciones de iluminación, y se extraerá la media de este parámetro. Aquellas celdas cuya resistencia sea mayor al 15 % del valor nominal del grupo se deberán descartar para un estudio más profundo acerca de su validez.

■ Medición de voltajes en vacío

Tras tener soldadas todas las celdas solares, éstas se unen en parejas. Llegados a este punto es fundamental comprobar que el voltaje obtenido de cada una de las parejas es el correcto. Para esto, se debe apoyar en la siguiente tabla suministrada por el fabricante:

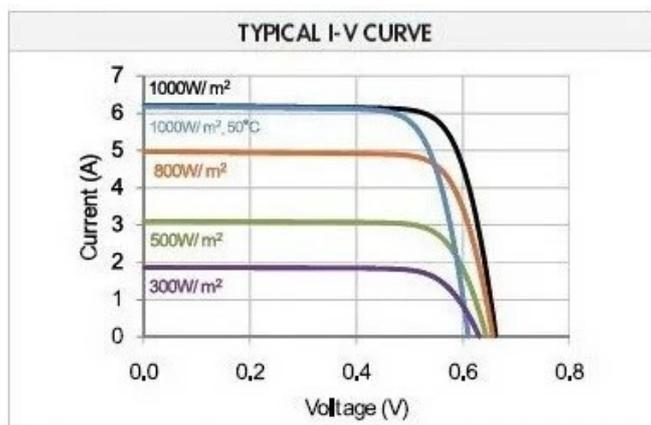


Figura C.3.1: Curva de voltaje vs intensidad (A)

Aunque la calidad de la imagen no permite apreciar a la perfección el valor de voltaje que presenta la celda de 1000W/m² (que es la seleccionada), cuando no hay carga aplicada se sitúa entre los 0.6V y los 0.62V. Por tanto, y con el fin de comprobar que las celdas no han sufrido daño alguno durante todas las etapas anteriores, se deberá comprobar con ayuda de un multímetro que cada pareja de células fotovoltaicas emiten un voltaje total no igual o inferior a 1.19V. Aquellas que no cumplan esta especificación deberán ser sustituidas y analizadas con mayor detalle para asegurar que no presentan defectos.

- Pruebas a realizar tras unir todos los paneles

Cuando ya se tiene la certeza que todos los paneles están correctos, el último paso es unirlos todos en serie y comprobar que su funcionamiento es correcto. Si esto se cumple, se podrá dar por válida la instalación, y proceder a montarlos en la estructura del ala.

El resto de elementos no son tan complejos como los paneles solares ni se deben manipular significativamente para su instalación en la aeronave. Por esto, se van a describir brevemente y se van a indicar algunos parámetros clave de los mismos. Además, alguno de los parámetros claves de las celdas solares seleccionadas se pueden observar en la tabla [C.3.13](#)

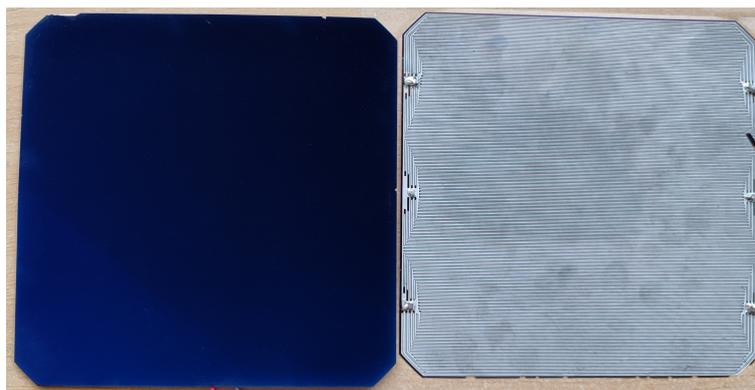


Figura C.3.2: Celdas solares C60

Modelo	Sunpower C60	Proveedor	DIY Solar Cell
Valores nominales	0.58V y 5.9A (3.42W)	Peso	9 g
Dimensiones	125 x 125 x 2 mm	Cantidad	22

Cuadro C.3.13: Especificaciones de las celdas solares

Servomotores

Estos elementos dan lugar al movimiento de las superficies de control. Su correcto funcionamiento es esencial, pues de lo contrario la aeronave puede perder completamente el control y terminar por estrellarse. En la aeronave hay un total de 5 de estos componentes, aunque en casos muy críticos, se podría tratar de realizar un aterrizaje de emergencia con únicamente 2 de ellos (un alerón y una mitad del estabilizador horizontal).



Figura C.3.3: Servomotor MG90

Material	Plástico (cuerpo) y metal (engranajes)	Proveedor	AZDelivery
Tensión	4.8-6 V	Peso	9 g
Dimensiones	22 x 11.5 x 27 mm	Cantidad	5

Cuadro C.3.14: Especificaciones del servomotor

Batería

Es el componente electrónico más peligroso del sistema, pues de no tratarse con cuidado y dañarse, puede provocar un incendio o incluso una explosión que termine por destruir la aeronave. Por tanto, es fundamental comprobar antes de cada vuelo que se encuentra en buenas condiciones.



Figura C.3.4: Batería de 4200mAh

Descripción	Batería de 3 celdas de polímero de litio	Proveedor	JIPower
Tensión	11,1 V	Peso	330 g
Dimensiones	138 x 43 x 25 cm	Cantidad	1

Cuadro C.3.15: Especificaciones de la batería

Sistema FPV

Aunque realmente esta formado por tres componentes (cámara, codificador de vídeo y antena transmisora), habitualmente se emplean como uno único, por lo cual se van a describir las especificaciones del conjunto.

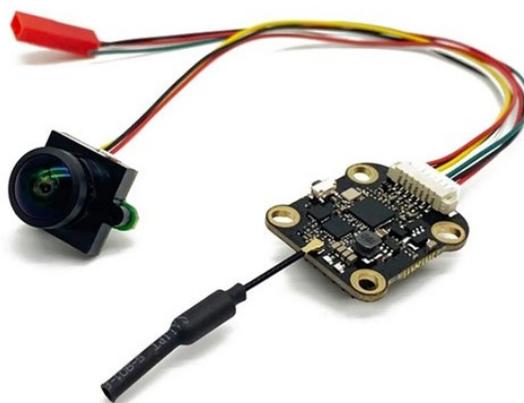


Figura C.3.5: Sistema FPV

Descripción	Sistema de transmisión de imagen FPV	Proveedor	Eachine
Frecuencia	5.8 GHz	Peso	14 g
Consumo	75 mAh a 6V	Cantidad	1

Cuadro C.3.16: Especificaciones del sistema FPV

Convertidor de 12V a 5V

Este elemento permite convertir los 12V de salida de la batería a los 5V nominales del resto de elementos electrónicos (servomotores, controladora, etc).



Figura C.3.6: Convertidor de voltaje

Descripción	Transformador de 12V a 5V	Proveedor	Uctronics
Funcionamiento	Entrada 9-24V / Salida 5.2V 6A max	Peso	45 g
Dimensiones	63 x 20 x 10 mm	Cantidad	1

Cuadro C.3.17: Especificaciones del transformador

Variador ESC

El módulo ESC permite convertir la entrada de corriente continua que le llega de la fuente de potencia en una salida trifásica, para así alimentar al motor sin escobillas que mueve la hélice. Además de esto, ajusta la intensidad de la corriente, de forma que se puede tener un control sobre el empuje que genera el propio motor.



Figura C.3.7: Variador de 30A

Descripción	Controlador de velocidad electrónico	Proveedor	VGEBY Store
Límite de intensidad	30A continuos y 40A en pico	Peso	10 g
Dimensiones	35 x 22 x 10 mm	Cantidad	1

Cuadro C.3.18: Especificaciones del variador

También es importante, debido a que ya se tiene en el sistema una fuente de potencia que alimenta al circuito electrónico, anular el *BEC* (*Battery Eliminator Circuit*) del variador. Para esto, es tan simple como desconectar el cable rojo (positivo), y dejar únicamente el marrón y el amarillo. De esta forma se podrá seguir controlando este elemento, sin que introduzca energía en el sistema electrónico.

Receptor

El receptor es el elemento encargado de controlar la aeronave. Su función principal es enviar las órdenes de control al resto de elementos (como los servomotores), para que estos las ejecuten. En otras palabras, se podría decir que es el cerebro de la aeronave. Es un elemento fundamental, pues un fallo en el mismo supone la pérdida total del control sobre el UAV.



Figura C.3.8: Controladora fs-ia10b de 2.4GHz

Descripción	Receptor de 10 canales	Proveedor	DTXMX
Valores nominales	4-6.5V y 2A máximos	Peso	19 g
Dimensiones	47 x 33 x 14.7 mm	Cantidad	1

Cuadro C.3.19: Especificaciones del receptor

Motor y hélice

Estos dos componentes conforman, junto con el variador, el sistema de propulsión de la aeronave. Como se ha comentado a lo largo de este trabajo, son elementos importantes para el vuelo, pero dada la geometría de la aeronave, ésta es capaz de mantener el vuelo durante largos periodos sin necesidad de contar con el empuje generado por el sistema propulsivo.



Figura C.3.9: Conjunto motor-hélice

Además, faltaría por incluir la cabeza sobre la que se montan las palas de la hélice. No obstante, esta parte es genérica, y cualquiera que sea compatible con la hélice y el motor es válida. Se propone utilizar la EFL1018:



Figura C.3.10: Adaptador EFL1018

Descripción	Sistema motoropulsor	Proveedor	HobbyKing / Readytosky
Empuje máximo	309 g con 12.6V y 3.95A	Peso total	85 g
Motor	27.7 x 27.7 x 45 mm	Cantidad	1
Hélice	∅ 24.77 cm x 19.05 cm (paso)	Cantidad	1
Adaptador	Dimensiones no conocidas	Cantidad	1

Cuadro C.3.20: Especificaciones del conjunto motopropulsor

Destacar que las dimensiones del adaptador de la hélice no son conocidas, pues el fabricante no las suministra. No obstante, si se conoce el peso de este elemento, que es de 20 gramos. En cuanto al motor, es del tipo sin escobillas, y tiene un valor nominal de 1300 kV.

MPPT

El MPPT (de las siglas en inglés *Maximum Power Point Tracker*) se encarga de tratar de conseguir que las celdas solares operen en su punto de máxima potencia, pues como se ha podido observar anteriormente (??) el amperaje que suministran depende del voltaje de operación. Por tanto, su función principal es la de optimizar el rendimiento del sistema de generación de potencia.

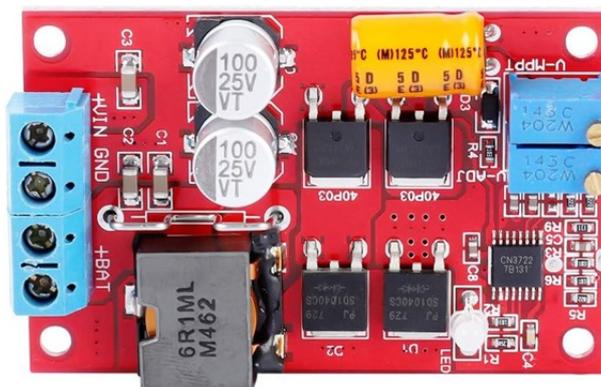


Figura C.3.11: Módulo MPPT

Descripción	Módulo MPPT	Proveedor	Youmile
Valores nominales	Entrada 9-28V salida 5-26V 100W máx	Peso	47 g
Dimensiones	57 x 38 x 23 mm	Cantidad	1

Cuadro C.3.21: Especificaciones del módulo MPPT

C.3.5. Pruebas de conjunto

Es fundamental que, antes de incluir ningún sistema o componente electrónico en el UAV, se compruebe su correcto funcionamiento. En este sentido, se debe realizar un primer ensayo en vacío del sistema, en donde se conectan todos los subsistemas y componentes, y se prueban bajo condiciones

reales de operación. De esta forma se simula un vuelo real, y se comprueba que se tiene control sobre los actuadores, el motor, el sistema de transmisión de imagen, etc. Además, se miden los valores de potencia que generan los paneles solares, y se comprueba que funcionan adecuadamente.

Otra prueba importante es la de rango. En este caso, la emisora y el receptor de imágenes en tiempo real se desplazan una cierta distancia del “UAV” y se comprueba que la conexión se mantiene de forma estable y fluida. Se va aumentando el rango progresivamente hasta que se empiecen a detectar irregularidades en la transmisión, y de esta forma se establece el rango real del sistema. Dada la separación física entre la emisora y el sistema, en esta prueba deben estar presentes dos personas. Una de ellas será quien enviará las ordenes a la electrónica y recibirá las imágenes, mientras que la otra comprobará que los comandos enviados se ejecutan correctamente (variación de la potencia del motor, actuación de los servomotores, etc).

En cuanto a la estructura alar del UAV también es importante comprobar que ésta se encuentra en perfecto estado y no presenta deficiencias. En esta prueba, que se realiza tras incluir los paneles solares y la electrónica en las alas, se aplica una carga constante simulada equivalente a la sufrida en vuelo, y se comprueba que no aparece ningún tipo de deformación. Para esto, se deben rellenar pequeñas bolsas con 100 gramos de arena, y se deben depositar equidistantemente repartidas a lo largo del ala. Con el UAV invertido a lo largo del su eje X, se añaden un total de 15 bolsas por cada ala, que suman un total de 3 kg. De esta forma, la carga total que soportan las alas es de 4 kg, cifra muy similar a la fuerza resultante sufrida por la estructura alar ante una maniobra de 2 g's. Esta carga se debe dejar aplicar durante unos segundos, y si no se aprecian deformaciones significativas o sonidos similares a crujidos, se puede afirmar que la estructura es segura al vuelo. En caso de apreciarse deformaciones o roturas, la estructura deberá ser revisada en profundidad, y en caso de ser necesario, reparada según las intervenciones fijadas.

Tras comprobar tanto la estructura como la electrónica de forma independiente, la siguiente prueba a realizar consiste en verificar el correcto funcionamiento de todos los sistemas una vez integrados en la aeronave. De esta forma, se deben repetir los ensayos realizados a la electrónica, pero con ésta ya incluida en el interior del UAV. También se debe comprobar el empuje que genera el motor bajo distintas condiciones ambientales, y verificar que los resultados se encuentran dentro de los rangos establecidos. En el caso de los servomotores, se deberá comprobar que el movimiento que transmiten a las superficies de control es correcto.

En caso de pasar todas las pruebas anteriores de manera satisfactoria, el UAV estará en disposición de realizar las pruebas de vuelo pertinentes, para de esa forma, verificar si el diseño realizado cumple fielmente con las predicciones y simulaciones realizadas. En línea con esto, se deberán realizar pruebas de eficiencia aerodinámica o *glide ratio*, así como de velocidad máxima y de agilidad. Mediante estos ensayos en vuelo se podrá determinar finalmente si el UAV diseñado y fabricado cumple con los requerimientos establecidos, y es por tanto viable para las misiones que se ha planteado.

Apéndice D

Presupuesto

D.1. Desglose del presupuesto

El objetivo fundamental de este anexo es evaluar el coste total del desarrollo del UAV SW-1. Para esto, se han dividido cada uno de los gastos por secciones, en función de su naturaleza. Tras haber evaluado y conocido cada uno de ellos, se describirá tanto el presupuesto realmente utilizado como el planteado para llevar a cabo todo el proyecto completo.

Destacar que el coste por elemento o concepto incluye los impuestos correspondientes (IVA del 21 %), aunque al final de cada recopilatorio se puede comprobar el total con y sin incluir los impuestos correspondientes. De esta forma, se puede tener un presupuesto ajustado conociendo los totales antes y después de sufragar los impuestos correspondientes.

D.1.1. Costes de diseño

Los costes de diseño residen, fundamentalmente, en el coste de las horas dedicadas al diseño del proyecto. Estos han sido los siguientes:

Concepto	Cantidad (hora)	Precio unitario (€/hora)	Coste total (€)
Ingeniería	190	11.41	2167.9
Dirección	25	16.96	424.1
Coste de diseño (excl. IVA)		2142.15 €	
Coste directo de diseño		2592 €	

Cuadro D.1.1: Coste del periodo de diseño

Destacar que el precio unitario por hora ha sido calculado en base al salario medio de un ingeniero aeroespacial junior [1] (quien realiza la mayor parte del proyecto) y al de un profesor universitario [2] (que realiza la tarea de dirección del proyecto). Aunque esto puede no ser del todo exacto debido a que el sueldo puede variar en función de circunstancias individuales, es una forma bastante aproximada de estimar el coste por hora de trabajo.

Concepto	Cantidad (meses)	Coste unitario (€/mes)	Coste total (€)
Licencias de DevWing	4	2.92	11.68
Licencias de StarCCM+	2	416.25	832.5
Licencias de Fusion 360	5	97	485
Licencias de Mathematica	2	10	20
Coste de licencias (excl. IVA)		1115.04 €	
Coste total de licencias		1349.20 €	

Cuadro D.1.2: Costes de las licencias de programas empleados

Importante mencionar que los precios de las licencias de programas son los de las versiones de estudiante, pues al fin y al cabo son las que se han utilizado. No obstante, y en el caso de la UPV, bien son gratuitas para los estudiantes (Fusion 360 y Mathematica) o bien se ha conseguido acceso a ellas mediante departamentos internos de la universidad.

D.1.2. Costes del materiales y las herramientas empleadas

En esta sección se evalúan los costes de los materiales y las herramientas empleadas para la fabricación del prototipo.

Dado que finalmente no se ha llegado a fabricar la aeronave al completo, se va a evaluar, por un lado, el coste total del material utilizado para crear algunas de las partes; y por otro lado, el presupuesto que requeriría construir la aeronave al completo.

Se empieza por el coste total real de los elementos y componentes electrónicos empleados:

Concepto	Cantidad (uds)	Coste unitario (€/ud)	Coste total (€)
Paneles solares	5	4.44	22.2
Varilla fibra carbono ϕ 8mm	0	14	-
Varilla fibra carbono ϕ 6mm	1	11	11
Varilla fibra carbono ϕ 4mm	1	8	8
Varilla fibra carbono ϕ 3mm	0	6	-
Varilla fibra carbono ϕ 2mm	1	2.5	2.5
Tejido carbono 160 g/m ² [en m ²]	0.1	42.35	4.24
Prepeg carbono 200 g/m ² [en m ²]	0.3	95.6	28.68
Resina Ricapoli 957TPA [0.5kg]	0.2	7.32	1.46
Peel Ply [0.5x1.5m]	1	2.4	2.4
Manta absorbente [0.5x1.5m]	1	1.82	1.82
Bolsa de vacío [en m ²]	1	2.25	2.25
Goma selladora [en m]	2	0.8	1.6
Manguera vacío polietileno 1m	1	1.94	1.94
Contrachapado de 3mm [en m ²]	0.3	6.4	1.91
Oracover [en m ²]	0.25	18	4.5
PLA para impresora 3D [en g]	95	16.95	1.54
Adhesivo instantáneo	1	1.75	1.75
Brochas	2	0.4	0.8
Coste total (excl. IVA)	81.48 €		
Coste total de materiales	98.59 €		

Cuadro D.1.3: Coste de los materiales empleados para la sección alar fabricada

Y a continuación se puede apreciar el coste de adquisición de los materiales que serían necesarios para fabricar el UAV al completo. Como se podrá apreciar, los elementos o materias más caros son aquellos que se componen de fibra de carbono. En especial destaca el coste del preimpregnado de carbono:

Concepto	Cantidad (uds)	Coste unitario (€/ud)	Coste total (€)
Varilla fibra carbono ϕ 8mm	3	14	42
Varilla fibra carbono ϕ 6mm	5	11	55
Varilla fibra carbono ϕ 4mm	2	8	16
Varilla fibra carbono ϕ 3mm	1	6	6
Varilla fibra carbono ϕ 2mm	9	2.5	22.5
Tejido carbono 160 g/m ² [en m ²]	2.5	42.35	105.87
Prepeg carbono 200 g/m ² [en m ²]	1.4	95.6	133.84
Resina Ricapoli 957TPA [1kg]	1	13.25	13.25
Peel Ply [0.5x1.5m]	2	2.4	4.8
Manta absorbente [0.5x1.5m]	2	1.82	3.64
Bolsa de vacío [en m ²]	3	4.33	12.99
Goma selladora [en m]	17	0.8	13.6
Manguera vacío polietileno 1m	3	1.94	5.82
Contrachapado de 3mm [en m ²]	1.4	6.4	8.96
PLA para impresora 3D [en kg]	1.8	16.95	30.51
Lona de protección	1	5	5
Oracover [en m ²]	1.6	18	28.8
Adhesivo instantáneo	3	1.75	5.25
Espuma aislante	1	6.35	6.35
Brochas	8	0.5	4
Coste total (excl. IVA)	398.50€		
Coste total de materiales	482.18 €		

Cuadro D.1.4: Coste detallado de los materiales necesarios para fabricar el UAV

Concepto	Tiempo de uso (horas)	Coste unitario (€)	Vida útil (horas)	Coste de amortización (€)
Bomba de vacío	40	390	2000	7.8
Ordenador HP Pavillion	250	890	7500	29.67
Impresora 3D	120	650	1500	52
Coste de amortización (excl. IVA)	73.94 €			
Coste total de amortización	89.47 €			

Cuadro D.1.5: Costes de amortización de las herramientas utilizadas

D.1.3. Costes de la electrónica embarcada

Por otro lado, es importante considerar los costes de la electrónica que porta el UAV, así como los sistemas de pilotaje:

Concepto	Cantidad (uds)	Coste unitario (€/ud)	Coste total (€)
Paneles solares	27	4.44	119.99
Controladora FS-i6	1	62.99	62.99
Servo MG90	5	3.17	15.85
Receptor fs-ia10b	1	28.99	28.99
Batería 3s 4200mAh	1	35.99	35.99
ESC 30A	2	13.99	26.98
Bobina de cableado (10m)	1	7.98	7.98
Hélice 10"x6"	1	15.98	15.98
Adaptador	1	5.99	5.99
Motor 2300 kV	1	17.99	17.99
Convertor 12V a 5V	1	14.99	14.99
MPPT	1	17.79	17.79
Cámara FPV	1	38.97	38.97
Visor FPV	1	89.99	89.99
Coste total (excluyendo IVA)		413.61 €	
Coste total de la electrónica		500.47 €	

Cuadro D.1.6: Costes totales de la electrónica empleadas

Cabe mencionar que se ha decidido incluir la hélice en esta sección, pues a pesar de no ser puramente un elemento electrónico, va asociado al motor (que sí lo es). Además, la aeronave incorpora 22 paneles solares, pero se han contabilizado 27. La principal razón de esto es que se necesita tener paneles auxiliares, para poder realizar reparaciones, o por si durante el proceso de fabricación alguno resulta dañado.

En lo relativo al visor FPV, el que se ha seleccionado no es más que una sugerencia, pues cualquier visor compatible con el módulo de cámara y emisor es totalmente válido.

D.1.4. Costes de fabricación

Finalmente, quedaría por incluir los costes asociados al proceso de fabricación. En esta parte se incluye todo aquello relativo a la fabricación, y que no es el material empleado propiamente dicho.

Concepto	Cantidad [-]	Coste unitario (€/ -)	Coste total (€)
Horas de fabricación	70	11.41	798.7
Uso de espacios y sistemas de protección [horas]	45	10	450
Coste total (excluyendo IVA)	1031.98€		
Coste total de fabricación	1248.7 €		

Cuadro D.1.7: Costes totales asociados al proceso de fabricación

En cuanto a las horas de fabricación, se ha asumido que es el propio ingeniero junior (en realidad el estudiante del grado) el que las realiza. Aunque el coste de los espacios de trabajo es una estimación poco exacta (pues depende enormemente del tipo de espacio, su situación geográfica y sus equipos), permite hacerse una idea del coste que puede suponer alquilar un taller equipado con los sistemas necesarios.

D.2. Costes totales del proyecto

Finalmente, ya se pueden unir todos los costes, para saber el total que supondría llevar a cabo el proyecto completo.

Tipo	Coste (€)
Diseño	2592
Materiales y herramientas	571.65
Proceso de fabricación	1248.7
Electrónica	500.47
Coste total antes de impuestos	4060.18 €
Coste total tras aplicar impuestos	4912.82 €

Cuadro D.2.1: Presupuesto total del proyecto

Tal como se puede observar, la mayor componente de los costes se corresponde con el proceso de diseño del UAV. A continuación, se explorarán varias opciones de presupuestos en función del contexto económico del proyecto

D.3. Coste real del proyecto

Aunque antes se ha identificado el presupuesto necesario para llevar a cabo el proyecto, lo cierto es que muchos de estos costes no se han planteado directamente, pues dada la naturaleza del proyecto, gran parte de las horas de trabajo no se han contabilizado. Además, y como la aeronave no se ha llegado a fabricar por completo, muchos de los materiales anteriormente indicados no se han utilizado. Por esta razón, y desde un punto de vista realista, el coste total del proyecto ha sido el siguiente:

Tipo	Coste (€)
Diseño	424.1
Materiales y herramientas	174.98
Proceso de fabricación	2.5
Electrónica	-
Coste real (excl. IVA)	497.17 €
Coste real del proyecto	601.58 €

Cuadro D.3.1: Costes reales del proyecto

De forma sintetizada, únicamente se ha contabilizado las horas de trabajo de dirección (realizadas por el profesor tutor del trabajo), los distintos materiales utilizados para fabricar parte del demostrador, y el consumo estimado de luz realizado. En cuanto a este último, se han tenido en consideración los consumos realizados por los distintos sistemas o maquinarias, y se ha obtenido el coste a partir de un precio medio de 0.125 €/kWh. Como se puede apreciar, la mayor parte del presupuesto proviene de las horas de dirección realizadas por el tutor del TFG, mientras que otro exponente importante corresponde a la amortización de equipos empleados. De hecho, la distribución principal de costes es la siguiente:

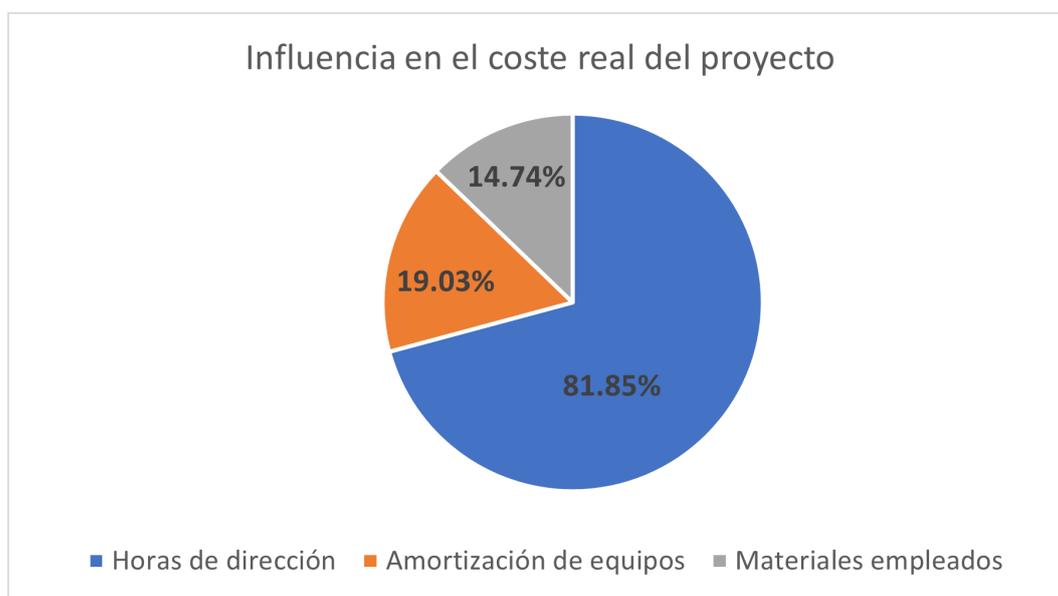


Figura D.3.1: Distribución porcentual de los costes totales del proyecto

Por tanto, y si no se tienen en consideración las horas de dirección, el coste real del proyecto asciende a 177.48 €

Apéndice E

Entorno regulatorio nacional para los UAV

En el ámbito de los UAV, existen normativas muy distintas en función del país o territorio en el que se van a realizar los vuelos. Es por esto importante conocer perfectamente la legislación que aplica en el entorno de operación de la aeronave. En el caso del SW-1, se va a describir el marco normativo español, pues es el país en el que se ha diseñado y en el cual se probarían los prototipos. Es importante destacar que gracias a formar parte de la Unión Europea, la gran mayoría de normas o restricciones son comunes al resto de países, por lo cual este UAV no debería tener problemas operando en cualquiera de ellos.

En España han existido distintas normativas que regulaban tanto a los UAS (denominación local) como a sus pilotos a lo largo de los últimos 10 años. Ejemplo de esto son la Ley 18/2014 o el Real Decreto 1036/2017. No obstante, todas estas quedaron obsoletas con la entrada en vigor de los reglamentos europeos 2019/945 y 2019/947. En el primero de los reglamentos se definen tanto los tipos de UAS como las clases en las que se incluyen (posteriormente se modifican por el Reglamento Delegado 2020/1058), además de las normas aplicables a la comercialización de estos sistemas. En el segundo reglamento en cambio regula tanto el uso de estos sistemas como los requisitos que deben cumplir los operadores y pilotos.

Aunque la normativa es muy extensa y abarca muchos conceptos distintos, hay una serie de puntos importantes que afectan de manera significativa a la hora de diseñar y fabricar un UAV. En primer lugar, se definen tres categorías de operación: abierta, específica y certificada. La categoría abierta recoge a todas las operaciones que constituyen un riesgo bajo para las personas, tales como el uso de drones de "juguete." operaciones en áreas remotas lejos de personas. La siguiente categoría engloba a todas los entornos operativos en los que existe un riesgo medio para las personas o bienes materiales, como podría ser la grabación de eventos o la realización de tareas agrícolas. Y por último la categoría certificada, que es aquella en la que el riesgo asumido es elevado. Dentro de esta categoría se incluiría el transporte de personas o mercancías peligrosas.

Dados estos tres escenarios, cada uno de ellos lleva asociadas unas limitaciones, tanto para la aeronave como para el piloto y operador. En categoría abierta únicamente es necesario contar con el título correspondiente (el cual se puede obtener a través de la plataforma digital de AESA) y estar registrado como operador de UAS. En categoría específica existen cuatro sub-escenarios, aunque resumiendo, es necesario contar con un título de piloto profesional de UAS, y además tener una autorización expresa para poder realizar las operaciones. Y finalmente, en el caso de categoría certificada, los requisitos

son similares a los que tiene un piloto de aerolínea y un avión comercial.

Es por esto que en el ámbito que se centra el presente trabajo (diseño y fabricación de un prototipo), la categoría más sencilla en la que se puede incluir la aeronave es la abierta. Por esta razón, de ahora en adelante es la única de la cual se desarrollará en profundidad la normativa vigente, y es la que se buscará cumplir ajustando las características técnicas de la aeronave.

Dentro de la propia categoría abierta, existen tres sub-categorías: A1, A2 y A3. A continuación podemos encontrar un resumen de las limitaciones de las tres clases, obtenido de los apuntes del curso de piloto A1A3 ofrecidos por la propia EASA:

UAS			Operación		Formación
Clase	DRI**	MTOM	Subcategoría	Restricciones Operacionales	Requisitos a pilotos
Construcción privada	NO	<250 g	A1	<ul style="list-style-type: none"> No se recomienda volar por encima de personas No está permitido el vuelo sobre reuniones de personas 	<ul style="list-style-type: none"> Familiarización con el manual de usuario facilitado por el fabricante de UAS
Legacy* <250 g	NO				
C0	NO				
C1	SI	<900 g		<ul style="list-style-type: none"> No volar por encima de ninguna persona no participante No está permitido el vuelo sobre reuniones de personas 	<ul style="list-style-type: none"> Familiarización con el manual de usuario facilitado por el fabricante de UAS, y Prueba de superación de formación en línea A1/A3
C2	SI	<4 kg	A2	<ul style="list-style-type: none"> No volar por encima de ninguna persona no participante 30 m de cualquier persona no participante 5 m de distancia si dispone de modo de baja velocidad 	<ul style="list-style-type: none"> Familiarización con el manual de usuario facilitado por el fabricante de UAS, y Prueba de superación de formación en línea A1/A3, y Declaración de autoformación de habilidades prácticas, y Certificado de Competencia de Piloto a distancia A2
C3	SI	<25 kg	A3	<ul style="list-style-type: none"> No volar cerca de personas Mantener distancia de 150 m respecto de: <ul style="list-style-type: none"> Zonas residenciales Zonas comerciales Zonas industriales Zonas recreativas 	<ul style="list-style-type: none"> Familiarización con el manual de usuario facilitado por el fabricante de UAS, y Prueba de superación de formación en línea A1/A3
C4	NO				
Construcción privada	NO				
Legacy* >250 g	NO				

Figura E.0.1: Limitaciones impuestas a las categorías A1, A2 y A3 [10]

Dada la naturaleza de la aeronave, no se podría incluir dentro de la categoría A1. No obstante, si podría hacerlo en A2 y A3, dada la limitación de peso. Además de estas restricciones geométricas, existen otra serie de imposiciones en cuanto a equipos. En lo que respecta a la categoría A2, se exige llevar a bordo un sistema de identificación a distancia, y una función que permita el vuelo a una velocidad inferior a los 3 m/s. Dada la naturaleza del UAV, esto no es posible, por lo cual la única sub-categoría en la que se puede incluir la aeronave es la A3. Recordar brevemente que por ahora se está hablando acerca del marco normativo que envuelve al prototipo inicial. En caso de llegar a lanzar al mercado la aeronave, se deberían cumplir otra serie de requisitos e imposiciones.

Por esta razón, y teniendo en cuenta que el UAS entraría dentro de la tipología “Construcción privada”, las principales restricciones que se deben considerar a la hora de diseñar la aeronave son las siguientes:

- Vuelo a un mínimo de 150 metros de cualquier área poblada.
- Prohibición de sobrevuelo de personas

- Cumplimiento de las leyes en materia de protección de datos
- Vuelo en rango visual, en modo VLOS o empleando sistemas FPV en caso de estar presente, además del piloto, un observador del UAS.
- Dimensión característica máxima menor a 3 metros.
- Masa máxima al despegue menor a 25 kg.
- Vuelo a una altura inferior de 120 metros respecto al suelo, y fuera de entornos controlados tales como aeródromos (perímetro de 8 km de radio alrededor de los mismos) o zonas protegidas.

Si se tienen todas estas limitaciones en consideración, no debería haber ningún problema a la hora de realizar pruebas de vuelo para validar el prototipo. Tal vez la más restrictiva es la de vuelo visual, pues para el caso del UAS, supondría no volar a una distancia mayor de 350/400 metros respecto al piloto. No obstante, es importante recalcar que esta normativa aplica únicamente al prototipo de aeronave, pues en caso de querer comercializar la aeronave una vez comprobada su viabilidad, sería necesario realizar una serie de modificaciones en su diseño, tales como incluir un sistema de identificación remota.

Bibliografía

- [1] ¿Cuánto Cobra un Ingeniero Aeroespacial? (Sueldo 2024) — Jobted.es. (2024). *Jobted*. Consultado el 23 de junio de 2024, desde <https://www.jobted.es/salario/ingeniero-aeroespacial#:~:text=El%20sueldo%20medio%20de%20un%20Ingeniero%20Aeroespacial%20en,al%20salario%20del%20Ingeniero%20Aeroespacial%20actualizados%20a%202024>.
- [2] ¿Cuánto Cobra un Profesor de Universidad? (Sueldo 2024) — Jobted.es. (2024). *Jobted*. Consultado el 23 de junio de 2024, desde <https://www.jobted.es/salario/profesor-universidad>
- [3] Wright, W., & Wright, O. (1904, noviembre). [Flight 85: Orville in flight over treetops, covering a distance of approximately 1,760 feet in 40 1/5 seconds; Huffman Prairie, Dayton, Ohio]. *www.loc.gov*. Consultado el 20 de junio de 2024, desde <https://www.loc.gov/pictures/resource/ppprs.00616/?co=wri>
- [4] RagTheNutsOff. (2018, julio). 4 RC Servos - How Much Current??? *YouTube*. Consultado el 28 de abril de 2024, desde <https://www.youtube.com/watch?v=TszHV5I-uvg&list=PLjxXt4EDcKRSHa1R2sioy7ilOoqPHc6MJ&index=5>
- [5] Ramanan, G., Krishnan, P. R., & Ranjan, H. M. (2021, mayo). An aerodynamic performance study and analysis of SD7037 fixed wing UAV airfoil. *Materials Today: Proceedings*, 47, 2547-2552.
- [6] González, I. (2022, abril). Así es el Orlan-10, el dron de espionaje ruso que Ucrania fulmina con extrema facilidad. *El Español*. Consultado el 17 de abril de 2024, desde https://www.elespanol.com/omicrofono/tecnologia/20220419/orlan-10-dron-espionaje-ucrania-fulmina-extrema-facilidad/665683450_0.html
- [7] Avión anfibia Tipo 2 (ALFA). (s.f.). *Ministerio para la Transición Ecológica y el Reto Demográfico*. Consultado el 3 de junio de 2024, desde <https://www.miteco.gob.es/es/biodiversidad/temas/incendios-forestales/extincion/fb.html>
- [8] Aviones de carga en tierra (TANGO). (s.f.). *Ministerio para la Transición Ecológica y el Reto Demográfico*. Consultado el 3 de junio de 2024, desde <https://www.miteco.gob.es/es/biodiversidad/temas/incendios-forestales/extincion/act.html>
- [9] Rehtin, M. (2023, abril). Building a DIY REAPER Drone... Ended Badly. *YouTube*. Consultado el 6 de mayo de 2024, desde <https://www.youtube.com/watch?v=X-Q08HQq7fM>
Extracted from minute 7:46.
- [10] EASA. ((2024)). Concepto Normativo (temario del curso de formación en categoría abierta A1A3).
- [11] Patni, S., Mahant, K., Shah, S., Makwana, A., & Vala, J. (2024). Design, Analysis and Manufacturing of Twist Morphing Wing for UAV Purpose. *Fluid Mechanics and Fluid Power* 2022, 2.

- [12] Montis. (2016, octubre). DYS 2830 1300kv motor review. *YouTube*. Consultado el 3 de mayo de 2024, desde <https://www.youtube.com/watch?v=qFCD3mHqwWg>
- [13] Larrosa, X. (2008, septiembre). EC-JIH Private Air Tractor AT-802. *Planespotters.net*. Consultado el 6 de junio de 2024, desde <https://www.planespotters.net/photo/079198/ec-jih-private-air-tractor-at-802>
- [14] Rejón, V., Oliveres, R., Sánchez, A., & Ordaz, R. (2022, agosto). El peor año en superficie quemada en casi tres décadas: así evolucionan los incendios activos en España. *ElDiario.es*. Consultado el 5 de junio de 2024, desde https://www.eldiario.es/sociedad/peor-ano-superficie-quemada-30-anos-evolucionan-incendios-activos-espana-agosto-31_1_9189252.html
- [15] Heiniger, G. (2023, agosto). F3J NG2m (2 ailerons IDS) – F5J – Modellhobby — RC Soaring. *F5J - Modellhobby — RC Soaring*. Consultado el 14 de abril de 2024, desde <https://f5j.ch/de/shop-fr/modelle/f3j-modell-hangsegler/f3j-ng2m-2-aileron-ids-2/>
- [16] Ebery Jr, A. (2015). First-ever Solar Powered Glider - Solius 2.85M Plug-N-Play Airplane, Unlimited Flight - RC Groups. *www.rcgroups.com*. Consultado el 15 de abril de 2024, desde <https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?2356109-First-ever-Solar-Powered-Glider-Solius-2-85M-Plug-N-Play-Airplane-Unlimited-Flight>
- [17] Pickrell, J. (2021, abril). *Flames of Extinction: The Race to Save Australia's Threatened Wildlife*. Island Press.
- [18] Castillo, M., Pedernera, P., & Pena, E. (2003). Incendios forestales y medio ambiente: una síntesis global. *Revista Ambiente y Desarrollo*, 9(3), 44-53.
- [19] Carey, S. B. (2014, junio). *Increasing the endurance and payload capacity of unmanned aerial vehicles with thin-film photovoltaics* [Tesis doctoral, Monterey, California: Naval Postgraduate School].
- [20] Harasani, W., Khalid, M., Arai, N., Fukuda, K., & Hiraoka, K. (2014, mayo). Initial conceptual design and wing aerodynamic analysis of a solar power-based UAV. *The Aeronautical Journal*, 118, 540-554. <https://doi.org/10.1017/s0001924000009350>
- [21] Herzog, R. (s.f.). Introduction F5J. *Les Aiglons, asbl*. Consultado el 14 de abril de 2024, desde <https://www.lesaiglons.be/Members/robert--herzog/mes-photos/introduction-f5j/photos-de-lintroduction-f5j/p1150972-2.jpg/view>
- [22] Kit Parachute - DJI Matrice M200 / M210 - S3. (s.f.). *DJI ARS MADRID*. Consultado el 5 de junio de 2024, desde <https://djiarsmadrid.com/es/opale-parachute/637-kit-parachute-dji-matrice-m200-m210-s3.html>
- [23] QIRICI, İ. (2021, septiembre). Qarabağdaki rusların növbti "tlimi". Qoymayın İrasim gler. *YouTube*. Consultado el 18 de abril de 2024, desde <https://www.youtube.com/watch?v=WvDarbhHos>
- [24] rctestflight. (2020, agosto). RC Solar Plane Flight Duration Test. *YouTube*. Consultado el 18 de abril de 2024, desde <https://www.youtube.com/watch?v=1OGrDvInUAY&list=PLXvxJNOIXBsM83XxVG7tDUmqlumxDKkBs&index=14>
From minute 16:30.
- [25] RQ-11 Raven Unmanned Aerial Vehicle, United States of America. (2021, julio). *Army Technology*. Consultado el 17 de abril de 2024, desde <https://www.army-technology.com/projects/rq-11-raven/>

- [26] RQ-20B Puma AE Small Unmanned Aircraft System (UAS). (2016, agosto). *Naval Technology*. Consultado el 17 de abril de 2024, desde <https://www.naval-technology.com/projects/rq-20b-puma-ae-small-unmanned-aircraft-system-uas/>
- [27] Shopping Mall Commandeered for Industrial Workshop Didn't Save the Granat-4 UAV: Contract for Russian Army Failed — Defense Express. (2023, diciembre). *en.defence-ua.com*. Consultado el 27 de abril de 2024, desde <https://en.defence-ua.com/industries/shopping-mall-commandeered-for-industrial-workshop-didnt-save-the-granat-4-uav-contract-for-russian-army-failed-8766.html>
- [28] Nunez, C. (2016, julio). Solar Impulse 2 Completes Trip Around World, Demonstrates Clean Energy and Aviation. *National Geographic*.
- [29] Cocconi, A., & AC-Propulsion. (2005, enero). *Solong UAV: First solar-powered perpetual flight in history*. Internet Archive.
- [30] Wasp III. (2007, noviembre). *U.S. Air Force*. Consultado el 15 de abril de 2024, desde <https://www.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Display/Article/104480/wasp-iii/>
- [31] J. Young, L. (2016, abril). Watch Solar Impulse Plane Soar to California in Fuel-Free Trip Around the World. *Inverse*. Consultado el 13 de abril de 2024, desde <https://www.inverse.com/article/14624-watch-solar-impulse-plane-soar-to-california-in-fuel-free-trip-around-world>