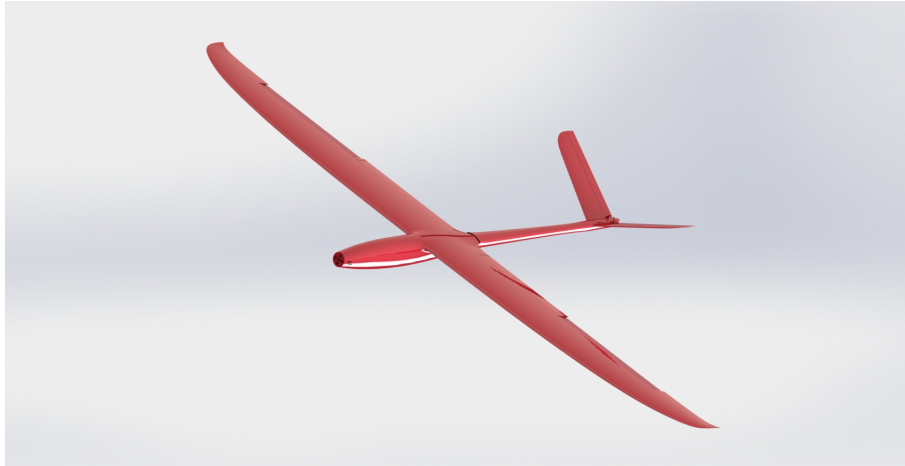




UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA

  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño



**Universidad Politécnica de Valencia**

TRABAJO FIN DE GRADO  
EN INGENIERÍA AEROESPACIAL  
ETSID-UPV

DISEÑO Y FABRICACIÓN DE UN UAV SOLAR DE  
ALA FIJA PARA MISIÓN AUTÓNOMA. HACIA LA  
FABRICACIÓN IMPRESA EN LA INDUSTRIA  
AERONÁUTICA (SOLARÍO).

Autor:

César García Gascón

Junio 2021

Tutor: Israel Quintanilla

# Resumen

## Castellano

El proyecto tiene como objetivo el diseño y fabricación de una aeronave de ala fija fabricada mediante técnicas aditivas junto a la implementación de tecnología basada en placas solares que permitan aumentar la autonomía y rango de la misión autónoma del UAV. Se busca mejorar las capacidades de la industria aeronáutica hacia aviones sostenibles y que en un futuro adquieran mejores propiedades mecánicas gracias al uso de las tecnologías aditivas integradas con nuevos materiales de impresión y un menor impacto medioambiental gracias al uso de energías renovables.

En este trabajo de fin de grado se presentan, del mismo modo, nuevos métodos de fabricación aditiva que permiten generar piezas mucho más resistentes y livianas mediante el uso de giroides como relleno del material impreso. Gracias a esto, el hecho de utilizar impresoras 3D como medio de fabricación de pequeñas aeronaves se convierte en una realidad.

Además, para llevar a cabo la fabricación del prototipo, se hace uso de nuevas impresoras 3D que cuentan con una bancada móvil parecida a una cinta que permite fabricar piezas sin limitación en el eje Z, de este modo se consiguen partes estructuralmente mucho mejores y se ahorra la necesidad de tener que hacer múltiples impresiones de pequeñas partes de la aeronave que deberán ser pegadas posteriormente.

Por último, este proyecto tiene como objetivo la programación de una misión autónoma dentro del marco legal español que permita demostrar de un modo práctico y no solo teórico que el vuelo perpetuo de la aeronave solar manufacturada con fabricación aditiva es posible.

## English

The project aims to design and manufacture a fixed-wing aircraft manufactured using additive techniques together with the implementation of technology based on solar panels that allow increasing the autonomy and range of the UAV's autonomous mission. It seeks to improve the capabilities of the aeronautical industry towards sustainable aircraft and that in the future acquire better mechanical properties thanks to the use of additive technologies integrated with new printing materials and a lower environmental impact thanks to the use of renewable energies.

In this final grade project, new additive manufacturing methods are presented in the same way that allow the generation of much stronger and lighter parts by using gyroids as fillers for the printed material. Thanks to this, the fact of using 3D printers as a means of manufacturing small aircraft becomes a reality.

In addition, to carry out the manufacture of the prototype, use is made of new 3D printers that have a movable bench similar to a belt that allows to manufacture parts without limitation in the Z axis, in this way structurally much better parts are obtained and It saves the need to make multiple prints of small parts of the aircraft that will have to be glued later.

Finally, this project aims to program an autonomous mission within the Spanish legal framework that allows to demonstrate in a practical and not just theoretical way that the perpetual flight of the solar aircraft manufactured with additive manufacturing is possible.

## Valencià

El projecte té com a objectiu el disseny i fabricació d'una aeronau d'ala fixa fabricada mitjançant tècniques additives al costat de la implementació de tecnologia basada en plaques solars que permeten augmentar l'autonomia i rang de la missió autònoma de l'UAV. Es busca millorar les capacitats de la indústria aeronàutica cap a avions sostenibles i que en un futur adquireixen millors propietats mecàniques gràcies a l'ús de les tecnologies additives integrades amb nous materials d'impressió i un menor impacte mediambiental gràcies a l'ús d'energies renovables.

En aquest treball de fi de grau es presenta de la mateixa manera nous mètodes de fabricació additiva que permeten generar peces molt més resistents i lleugeres mitjançant l'ús de giroides com a farcit del material imprès. Gràcies a això, el fet d'utilitzar impressores 3D com a mitjà de fabricació de petites aeronaus es converteix en una realitat.

A més, per dur a terme la fabricació del prototip, es fa ús de noves impressores 3D que compten amb una bancada mòbil semblant a una cinta que permet fabricar peces sense limitació en l'eix Z, d'aquesta manera s'aconsegueixen parts estructuralment molt millors i s'estalvia la necessitat d'haver de fer múltiples impressions de petites parts de l'aeronau que hauran de ser enganxades posteriorment.

Finalment, aquest projecte té com a objectiu la programació d'una missió autònoma dins el marc legal espanyol que permeta demostrar d'una manera pràctica i no només teòrica que el vol perpetu de l'aeronau solar manufacturada amb fabricació additiva és possible.



# Agradecimientos

*A mi tutor de TFG, Israel Quintanilla, por haber prestado su ayuda para la realización de este proyecto; y a mis padres, por todo el cariño, ayuda y generosidad que han depositado siempre en mí.*

# Índice de figuras

1.1.	Primer motor de combustión interna de la historia. . . . .	12
1.2.	Pruebas de avión de vuelo perpetuo fabricado por la NASA para llevar internet a zonas poco pobladas. . . . .	14
1.3.	Estructura interna de un ala estándar. . . . .	14
1.4.	Spitfire a escala fabricado completamente con tecnología aditiva. . . . .	15
1.5.	Hitos seleccionados en la historia de los vuelos con energía solar. . . . .	16
2.1.	Disciplinas que envuelven el proceso de desarrollo y operacional de los UAVs propulsados mediante energía solar. La figura se basa en Leutenegger [14] .	18
2.2.	Consumo energético para diferentes condiciones de vuelo. . . . .	20
2.3.	Simulación de un UAV configurado con valores de $b=5.6$ m, $\lambda = 18,5$ y $m_{bat} = 2,9kg$ en el que se muestra la potencia de entrada, la de salida y la energía en la batería durante un vuelo de 2 días aproximadamente. . . . .	23
2.4.	Resultados de la simulación del diseño conceptual del <i>SolarÍO</i> como función de $b$ y $m_{bat}$ . La configuración que satisface que $T_{exc} > T_{exc}^{req}$ se encuentra dentro del contorno azul. . . . .	27
2.5.	$T_{exc}$ en diferentes casos de variación de la potencia eléctrica de entrada y de salida para la configuración para el <i>SolarÍO</i> seleccionada, en diferentes fechas del año y diferentes valores de $m_{bat}$ . . . . .	29
2.6.	El diseño final del <i>SolarÍO</i> . Para una vista más detallada de las dimensiones, se puede consultar la parte de planos del anexo 8.2. . . . .	30
2.7.	Diseño final del ala y más concretamente el perfil alar del <i>SolarÍO</i> . Para una vista más detallada de las dimensiones, se puede consultar la parte de planos del anexo 8.2. . . . .	30
2.8.	CAA del <i>SolarÍO</i> . . . . .	31
2.9.	Ajuste de probetas con relleno de giroide. . . . .	32
2.10.	Fabricación probetas con relleno de Giroide. . . . .	33
2.11.	Impresora $Z$ infinita con diferentes ángulos de impresión; 45, 35, 25 y 15 grados. . . . .	33
2.12.	Propiedades mecánicas del material PLA con relleno de Giroide. . . . .	34
2.13.	Simplificaciones a la geometría del ala. . . . .	35
2.14.	Malla utilizada para el cálculo por elementos finitos. . . . .	36
2.15.	Posicionamiento de las varillas de refuerzo y montaje. . . . .	36
2.16.	Tubos utilizados de refuerzos de las alas [24] . . . . .	37
2.17.	Condiciones de contorno para el cálculo mecánico. . . . .	37

2.18. Deformación total del ala en mm. . . . .	38
2.19. Tensiones de Von Mises. . . . .	38
2.20. Perfil alar NACA 4412 del <i>SolarÍO</i> . . . . .	40
2.21. Evolución del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque y curva polar para diferentes valores del número de Reynolds respectivamente del perfil NACA 4412. . . . .	41
3.1. Dimensiones de las placas solares del <i>SolarÍO</i> . . . . .	43
3.2. Distribución de las placas solares a lo largo del ala del <i>SolarÍO</i> . . . . .	44
3.3. Ejemplo de Voc vs Isc. . . . .	44
3.4. Ejemplo de Voc vs Isc en un caso más realista. . . . .	45
3.5. Conexión del MPPT al circuito del <i>SolarÍO</i> . . . . .	46
3.6. Placa controladora Pixhawk . . . . .	47
3.7. GPS utilizado en el <i>SolarÍO</i> . . . . .	48
3.8. Micro-servos de la marca EMAX utilizados en el <i>SolarÍO</i> . . . . .	48
3.9. Sistema de largo alcance Dragon Link que permite controlar un UAV desde más de 50 km de distancia. . . . .	49
3.10. Gafas FatShark utilizadas por el piloto de la aeronave. . . . .	49
3.11. Cámara de la marca FOXEER que servirá para mandar la señal de vídeo del <i>SolarÍO</i> . . . . .	50
3.12. Emisor de vídeo de la marca Tarot. . . . .	50
3.13. Batería Quantum 6S . . . . .	51
3.14. Motor de la marca Dualsky, concretamente el modelo XM3844EG-10. . . . .	53
3.15. Variador de la marca Hobbywing de 80 amperios. . . . .	54
3.16. Hélice escogida para el <i>SolarÍO</i> . . . . .	55
3.17. Diagrama de las conexiones de los diferentes componentes del <i>SolarÍO</i> . . . . .	55
4.1. Fabricación aditiva vs fabricación sustractiva. [41] . . . . .	58
4.2. Posibilidad de aligeramiento de piezas y ahorro de material. [41] . . . . .	59
4.3. Coste de piezas en función del volumen de producción. [41] . . . . .	59
4.4. Campos de aplicación de la FA. [41] . . . . .	60
4.5. Impresión con cabezal a 45º. [42] . . . . .	61
4.6. Impresión de voladizos. . . . .	62
4.7. Clasificación de los voladizos. . . . .	62
4.8. Modelo de patrón de impresión. . . . .	63
4.9. Impresión de voladizos. [42] . . . . .	64
4.10. Impresora Blackbelt. . . . .	64
4.11. Impresora de impresión continua . . . . .	65
4.12. Rollo de PLA como el utilizado para el montaje del <i>SolarÍO</i> . . . . .	66
5.1. Impresora de impresión continua . . . . .	68
5.2. Detalle constructivo del utillaje de amarre (1/2) . . . . .	68
5.3. Detalle constructivo del utillaje de amarre (2/2) . . . . .	69
5.4. Impresoras 3D. . . . .	70
5.5. Máquina universal de ensayos utilizada para los ensayos . . . . .	71

5.6. Pruebas de manufacturación de diferentes alas haciendo uso de la fabricación aditiva. . . . .	71
5.7. Impresión del ala del <i>SolarÍO</i> haciendo uso de la impresora en eje Z infinto BlackBelt. . . . .	72
5.8. Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (1/12) . . . . .	73
5.9. Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (2/12) . . . . .	73
5.10. Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (3/12) . . . . .	74
5.11. Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (4/12) . . . . .	74
5.12. Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (5/12) . . . . .	75
5.13. Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (6/12) . . . . .	75
5.14. Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (7/12) . . . . .	76
5.15. Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (8/12) . . . . .	76
5.16. Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (9/12) . . . . .	77
5.17. Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (10/12) . . . . .	77
5.18. Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (11/12) . . . . .	78
5.19. Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (12/12) . . . . .	78
5.20. Superficie minimal Giroide . . . . .	79
5.21. Superficie minimal de un cubo y recorrido mínimo para un cuadrado . . . .	80
5.22. Película de jabón cuyo borde está formad por aristas de un cubo y otra formada por dos alambres paralelos circulares . . . . .	80
5.23. Impresión de fuselaje avión solar impreso. . . . .	81
5.24. Parámetros utilizados para imprimir el fuselaje (1/2). . . . .	82
5.25. Parámetros utilizados para imprimir el fuselaje (2/2). . . . .	83
5.26. Fuselaje preparado en el software Cura para Blackbelt. . . . .	83
5.27. Trayectorias de deposición de material. . . . .	84
5.28. Trayectorias de deposición de material con vista en detalle de los Giroides. .	84
5.29. Comparativa del Decathlon de 2014 y de 2015. . . . .	85
5.30. Fotografías del decathlon de 2015. . . . .	86
5.31. Proceso de fabricación del URSS. . . . .	87
5.32. Vista en detalle del URSS. . . . .	87
5.33. Joker antes de su primer vuelo. . . . .	88
5.34. Todas las partes a imprimir del joker. . . . .	88
5.35. Spitfire 2021 tras su primer vuelo junto a su piloto César García Gascón. .	89

5.36. Alumnos de máster junto al Lunak 2021 justo después de realizar su primer vuelo exitosamente. . . . .	90
5.37. Proceso de fabricación del <i>UglyStick</i> construido por el grupo AeroDesgin UPV. . . . .	91
5.38. Equipo AeroDesign UPV . . . . .	91
5.39. Ala del <i>SolarÍO</i> junto a las placas solares en la colocación en la que deberían ir. Todo ello manufacturado con fabricación aditiva en la impresora BlackBelt y el relleno de giroides. . . . .	92
5.40. Algunas de las partes del <i>SolarÍO</i> fabricadas haciendo uso de la impresora BlackBelt. . . . .	92
6.1. Distancia del club de aeromodelismo de Alzira al aeropuerto de Valencia. . . . .	95
6.2. Vuelo programado para el <i>SolarÍO</i> alrededor del club de aeromodelismo de Alzira. . . . .	96
6.3. Waypoints de la misión autónoma del <i>SolarÍO</i> . . . . .	96
8.1. <i>SolarÍO</i> . . . . .	105
8.2. 3 vistas del <i>SolarÍO</i> . . . . .	107
8.3. Placas solares de la marca Maxeon. . . . .	108
8.4. Regulador MPPT. . . . .	108
8.5. Montaje de todos los componentes del <i>SolarÍO</i> . . . . .	109
8.6. Imagen en detalle de una parte del ensamblaje del <i>SolarÍO</i> . . . . .	110
8.7. Imagen en detalle del estabilizador horizontal del <i>SolarÍO</i> . . . . .	111
8.8. Imagen en detalle del fuselaje del <i>SolarÍO</i> . . . . .	111

# Índice de tablas

2.1. Parámetros utilizados durante el diseño conceptual del <i>SolarÍO</i> . Algunos parámetros han sido tomados de medidas de otros trabajos [18] . . . . .	24
2.2. Especificaciones principales del <i>SolarÍO</i> . . . . .	31
2.3. Información del mallado utilizado para el cálculo con elementos finitos. . .	35
2.4. Propiedades de diferentes fibras de carbono provenientes de PAN (Properties of PAN fibers) . . . . .	36
2.5. Medidas del perfil alar del <i>SolarÍO</i> . . . . .	39
2.6. Valores de los principales coeficientes aerodinámicos del <i>SolarÍO</i> . . . . .	40
3.1. Características de las placas solares del SolarÍO. . . . .	42
3.2. Especificaciones de las placas solares modelo Maxeon GEN III en máximo rendimiento [26] . . . . .	43
3.3. Especificaciones de la batería escogida para el <i>SolarÍO</i> [36] . . . . .	52
3.4. Especificaciones del motor escogido para el <i>SolarÍO</i> [36] . . . . .	53
3.5. Especificaciones del variador escogido para el <i>SolarÍO</i> [37] . . . . .	54
4.1. Especificaciones del PLA. [43] . . . . .	66
8.1. Costes asociados al proceso de diseño e ingeniería . . . . .	118
8.2. Tiempos de uso para calcular la amortización. . . . .	118
8.3. Costes asociados al desgaste de los materiales por su uso. . . . .	118
8.4. Precio de todos los elementos necesarios a comprar para realizar el proyecto.119	
8.5. Costes asociados a la fabricación y horas de vuelo. . . . .	120
8.6. Costes totales de la realización del proyecto. . . . .	120

# Índice general

<b>1. Introducción</b>	<b>12</b>
1.1. Motivación . . . . .	12
1.2. Hipótesis de partida . . . . .	13
1.3. Estado del arte . . . . .	15
1.4. Retos y oportunidades . . . . .	17
1.5. Objetivo . . . . .	17
<b>2. Diseño y Concepción</b>	<b>18</b>
2.1. Clasificación de los UAV solares. . . . .	19
2.2. Diseño conceptual . . . . .	20
2.3. Modelos para UAVs solares . . . . .	21
2.4. Metodología . . . . .	25
2.5. Aplicación del diseño conceptual . . . . .	26
2.6. Análisis de la fiabilidad de los parámetros del diseño conceptual. . . . .	28
2.7. Propuesta de diseño . . . . .	29
2.8. Análisis estructural . . . . .	32
2.9. Estudio aerodinámico. . . . .	39
<b>3. Sistemas Electrónicos</b>	<b>42</b>
3.1. Equipamiento solar . . . . .	42
3.2. Sistema de control . . . . .	47
3.3. Sistema de propulsión . . . . .	51
<b>4. Materiales, procesos y equipos</b>	<b>56</b>
4.1. Fabricación aditiva . . . . .	56
4.2. Tecnología de impresión 3D continua. . . . .	60
4.3. Equipos . . . . .	64
4.4. Materiales para FDM . . . . .	66
<b>5. Experimentos y resultados</b>	<b>67</b>
5.1. Impresión del avión solar <i>SolarÍO</i> . . . . .	81
5.2. Pruebas de vuelo . . . . .	85
5.2.1. Decathlon 2014 . . . . .	85
5.2.2. Decathlon 2015 . . . . .	86
5.2.3. URSS. 2020 . . . . .	86

5.2.4.	Joker 2020 . . . . .	88
5.2.5.	Spitfire 2021 . . . . .	89
5.2.6.	Lunak 2021 . . . . .	90
5.2.7.	Ugly Stick del grupo AeroDesign. . . . .	91
5.2.8.	<i>SolarÍO</i> . . . . .	92
<b>6.</b>	<b>Normativa y definición de la operación</b>	<b>93</b>
6.1.	Marco legal . . . . .	93
6.2.	Definición de la operación . . . . .	95
<b>7.</b>	<b>Conclusiones y futuros trabajos</b>	<b>97</b>
<b>8.</b>	<b>Anexos</b>	<b>104</b>
8.1.	Pliego de prescripciones técnicas . . . . .	104
8.1.1.	Ámbito de aplicación . . . . .	104
8.1.2.	Condiciones de vuelo . . . . .	104
8.1.3.	Condiciones de vuelo . . . . .	105
8.1.4.	Descripción . . . . .	105
8.1.5.	Equipamiento Solar . . . . .	108
8.1.6.	Instrucciones de montaje . . . . .	109
8.1.7.	Pegado de los largueros . . . . .	110
8.1.8.	Estabilizador horizontal . . . . .	110
8.1.9.	Fuselaje . . . . .	111
8.1.10.	Alerones . . . . .	112
8.1.11.	Canopy . . . . .	112
8.2.	Planos . . . . .	112
8.3.	Presupuesto . . . . .	118
8.3.1.	Costes de diseño e ingeniería. . . . .	118
8.3.2.	Costes asociados a la amortización de los materiales. . . . .	118
8.3.3.	Costes de material. . . . .	119
8.3.4.	Costes de horas de Fabricación y vuelos. . . . .	120
8.3.5.	Costes totales . . . . .	120
8.4.	Datasheet del MPPT . . . . .	121
8.5.	Datasheet de las placas solares . . . . .	124



# Capítulo 1

## Introducción

### 1.1. Motivación

Actualmente, el sector aeroespacial se encuentra casi en su totalidad dominado por los combustibles fósiles. Los inconvenientes de este tipo de fuente energética son muy conocidos y cada día el planeta se encuentra más concienciado de la necesidad de buscar nuevas fuentes de energía mucho más limpias. Una de las alternativas que se plantean a este problema es el uso de la electricidad en lugar de los combustibles convencionales. Sin embargo, esta solución presenta muchos inconvenientes, entre los que destacan la poca potencia que actualmente se puede conseguir de un motor eléctrico en comparación a una turbina actual y por encima de todo, existe el problema de la autonomía. El primer motor de combustión se diseñó y fabricó en 1876 por Nicolaus Otto tal y como se puede apreciar en la figura 1.1.

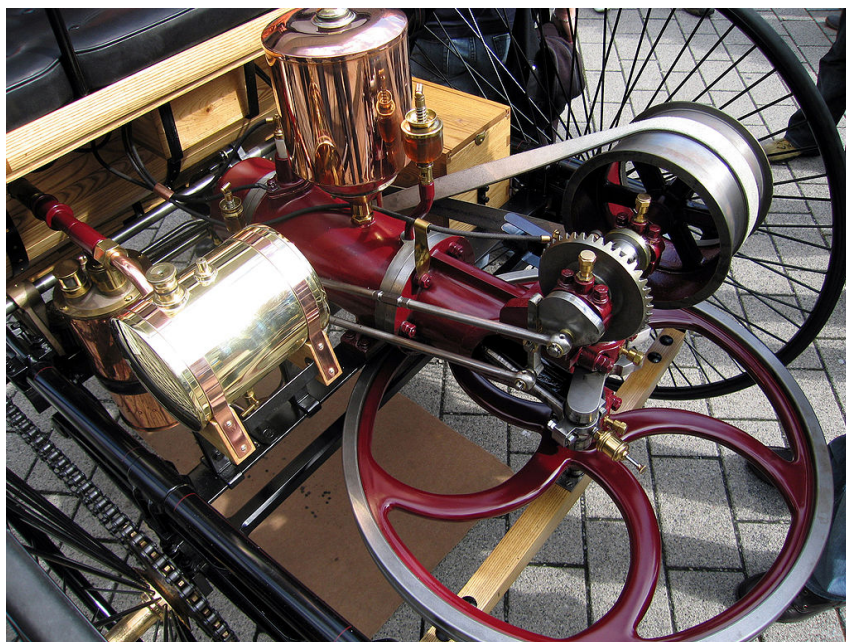


Figura 1.1: Primer motor de combustión interna de la historia.

Desde entonces, la mejora en el diseño de este tipo de motores ha sido exponencial y rápidamente desbancó al motor de vapor como principal forma de propulsión. Su diseño continua mejorando día a día, sin embargo debido a la naturaleza de los propios combustibles, cada vez las mejoras en los motores de combustión son menos notorias y ocurren a menor velocidad, es decir, se está llegando a su techo tecnológico. Sin embargo, lo contrario ocurre con la energía eléctrica. La primera batería eléctrica fue desarrollada en 1859 por Gaston Planté y aunque sea anterior a la invención del motor de combustión, la dificultad de obtener y almacenar grandes cantidades de electricidad en comparación con la relativa facilidad que para la época suponía el uso del motor de combustión, hizo que este último se desarrollase mucho más rápido. Esta tendencia ha continuado hasta hoy en día, sin embargo con el desarrollo de nuevas tecnologías se abre la posibilidad de continuar desarrollando la electricidad como fuente energética de los vehículos, la cual aún tiene mucho margen de mejora y desarrollo, en detrimento de los combustibles fósiles, el rendimiento de los cuales no ha mejorado a penas desde los años 80.

Se plantea de este modo, el diseño de un UAV, cuya fuente de energía sea exclusivamente la electricidad. Esta aeronave, contará con una batería que transformará energía química en electricidad y que se irá recargando con ayuda de placas solares que se integrarán a lo largo de la superficie alar superior. Todo construido en tecnología de impresión 3D, demostrando de este modo también, los beneficios y el amplio futuro que estas nuevas tecnologías de fabricación presentan frente a las convencionales cuando nuevos materiales con mejores propiedades mecánicas sean desarrollados.

## 1.2. Hipótesis de partida

Los aviones que funcionan con energía solar aprovechan la radiación solar para alimentar parcial o completamente los sistemas de la aeronave. La carga reducida en baterías u otros sistemas de almacenamiento de energía aumentan tanto la potencia como el alcance del vuelo. Cuando se diseña correctamente, los paneles solares pueden generar un exceso de energía que recargue la batería durante el día. En condiciones ambientales adecuadas, las baterías se recargan lo suficiente para mantener la aeronave en el aire durante toda la noche. Este ciclo continuo de descarga-recarga permite un vuelo de varios días con energía solar y, desde una perspectiva energética, conduce a una capacidad de vuelo perpetuo. Las tecnologías robóticas complementan de manera óptima esta larga duración de la capacidad del vuelo al proporcionar a la aeronave un vuelo automático y preciso en cuanto al control y orientación, y de esta forma, la carga de trabajo de los operadores se reduce significativamente. En la Figura 1.2 se puede observar un ejemplo de lo anteriormente mencionado.



Figura 1.2: Pruebas de avión de vuelo perpetuo fabricado por la NASA para llevar internet a zonas poco pobladas.

Por otro lado, el desarrollo de nuevas tecnologías de fabricación aditiva abren la puerta a nuevos procesos de fabricación anteriormente inimaginables. Actualmente, todas las aeronaves siguen un esquema a la hora de fabricarse. Normalmente, las alas están fabricadas por costillas que se ponen en paralelo y orientadas en la dirección del vuelo y unidas mediante unos largueros que se colocan perpendicularmente a estas tal y como se puede apreciar en la Figura 1.3

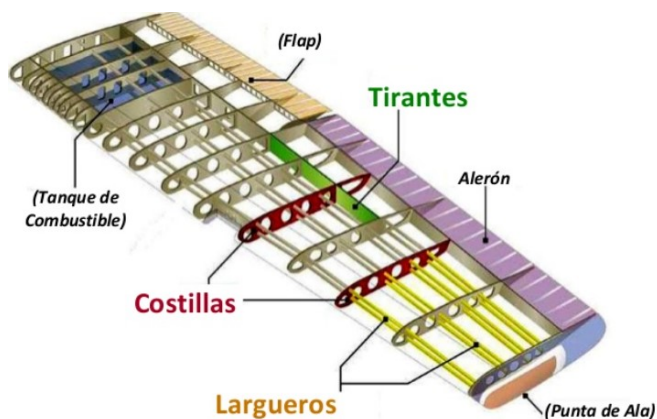


Figura 1.3: Estructura interna de un ala estándar.

Este método de colocación de los elementos estructurales internos del ala de la aeronave ha estado vigente casi desde los inicios del sector aeroespacial, sin embargo, existen mejores técnicas que permitirían reducir el peso de la estructura de la aeronave sin comprometer la resistencia estructural de la misma, que no se llevan a cabo debido a las dificultades en cuanto a la fabricación y mantenimiento de la misma.

Con ayuda de la fabricación aditiva, se propone en este trabajo de fin de grado tratar de lograr diseñar una aeronave que tenga una relación de peso resistencia que iguale

a la madera de balsa y que pueda ser mejorada cuando nuevos materiales con mejores propiedades mecánicas salgan preparados para la fabricación aditiva sean desarrollados.



Figura 1.4: Spitfire a escala fabricado completamente con tecnología aditiva.

### 1.3. Estado del arte

El concepto de aeronave solar no es nueva, si no que data de los años 70. Una visión más amplia puede verse lo que escribió Boucher [1] y Noth [2]. A continuación se muestra una serie de ejemplos de vuelos realizados con aviones solares. Como se puede ver en la figura 1.5a, realizó el primer vuelo propulsado con energía solar de la historia. Por su parte, el avión *Gossamer Penguin* 1.5d fue la primera aeronave en ser propulsada con energía solar y que además estaba tripulada por un único piloto. Tras estos dos intentos, el sector dedicado al vuelo solar se quedó estancado por unos años pero gracias a los recientes avances en todo el ámbito de las estructuras de las aeronaves, baterías, placas solar y sistemas aviónicos han ayudado a que este proceso vuelva a acelerar y retomo el cauce que había dejado años atrás. En lo que respecta a vuelo tripulado, destaca el vuelo de 5 días realizado por el *Solar Impulse* en 2016 es lo que más destaca. En lo que se refiere a aviación no tripulada, las aeronaves con capacidades HALE (High-Altitude Long-Endurance) y la posibilidad de utilizar aviones solares como una alternativa a los satélites convencionales es la principal fuente de interés para este trabajo. En cuanto a este área de interés, principalmente el trabajo fue llevado a cabo por el programa de la NASA conocido como ERAST [3]. Destacan ejemplos de este tipo de misiones el *Solara* [4] y el *Zephyr*. Este último, tiene el récord mundial en cuanto a la autonomía de un vuelo con un total de 14 días sin aterrizar [5] durante la estación de verano de 2010. Sin embargo la autonomía de este último se reduce a 10 días durante los meses de invierno [6] y se trata de la primera aeronave del tipo HALE que realiza operaciones comerciales [5]. Sin embargo, debido a las condiciones de la atmósfera a altas alturas las aeronaves



del tipo HALE deben de ser muy grandes (una envergadura de más de 20 m) y son más complejos y caros.



Figura 1.5: Hitos seleccionados en la historia de los vuelos con energía solar.

En lo que respecta a este TFG, el principal foco de interés son los aviones de pequeña escala, capaces de realizar vuelo perpetuo solar que sean diseñados para LALE (Low-Altitude Long-Endurance). Es cierto que al tratarse de la parte más baja de la atmósfera, es necesario combatir contra un mayor número de fenómenos meteorológicos propios de estas alturas de la atmósfera como pueden ser las nubes, la lluvia o las térmicas. Por otro lado, el hecho de volar a bajas altitudes tiene como ventajas el hecho de que la imagen recibida tendrá una mayor calidad por una menor obstrucción de la señal debido a las nubes, un menor costo de fabricación debido a una menor complejidad en la aeronave etc. Por tanto, las aeronaves propulsadas mediante energía solar LALE, tienen como objetivo alcanzar tiempos de vuelos de unas 14 horas tal y como indica [7] y [8] o como se puede observar en la propia industria [9] o [10].

Sin embargo, la investigación para el vuelo perpetuo de estas aeronaves de pequeña escala es muy escasa. La mayoría únicamente se centra en el diseño conceptual de las aeronaves sin apenas experiencia en vuelo [11] o [12].

Cabe destacar que existen ciertos proyectos que han demostrado que el vuelo perpetuo es posible, ejemplo de esto es el *SoLong* [13] en la Figura 1.5c que realizó un vuelo de 48 horas usando energía solar y con ayuda de térmicas y el *SkySailor* [2] que demostró la posibilidad de realizar un vuelo de 27 horas sin la ayuda de térmicas y tan solo con energía solar. Sin embargo, todos los ejemplos previamente mencionados se utilizaron para demostrar la posibilidad de realizar vuelos perpetuos y no para poder utilizarlos en aplicaciones actuales.

## 1.4. Retos y oportunidades

Como se ha comentado previamente, los UAV's que vuelan a baja altitud ya han demostrado actualmente la capacidad real que tienen de realizar un vuelo perpetuo. Sin embargo, no se han preparado para misiones reales todavía y algunas de las razones para que no se haya llevado a cabo son las siguientes:

- **Reto 1: Capacidad de transportar una carga de pago demasiado ligera y la poca densidad energética:** Durante el vuelo realizado de 48 horas por el *SoLong* [13] este último tuvo que hacer uso de corrientes térmicas para lograr esta hazaña y no llevar ninguna carga de pago a excepción de la cámara RGB usada para el manejo del mismo por los pilotos y aguantando la noche con tan solo dos horas restantes de vuelo [13]. Algo similar ocurrió con el *SkySailor* [2] que aterrizó con tan solo un 5.8 % de batería restante. Estos pequeños márgenes en cuanto a batería restante no dan margen de maniobra en caso de condiciones meteorológicas adversas donde se requeriría de un consumo eléctrico superior.
- **Reto 2: Complejidad operacional alta:** La necesidad de un bajo consumo eléctrico junto a una gran capacidad de la batería y de las placas solares para recargar la misma da como resultado la necesidad de tener un piloto experimentado que sepa sacar el máximo provecho a las capacidades del avión (que son bastante limitadas) para disminuir al máximo el consumo. Por ejemplo, el *So Long* que voló durante 48 horas necesitó de 8 pilotos experimentados.
- **Reto 3: Autonomía limitada:** Los UAV solares están muy condicionados por la situación meteorológica durante el vuelo. Además, el clima local puede afectar y dañar la aeronave o reducir su rendimiento. Sin embargo, los artículos consultados no tienen en cuenta ni planifican métodos que consideren estos efectos correctamente. Como resultado, la mayoría de los UAVs solo pueden ser volados en ambientes controlados y no existen muchas misiones completamente autónomas todavía.

Actualmente, el mayor reto para aeronaves de vuelo bajo e impulsados con energía solar reside en resolver lo anteriormente mencionado mediante el uso de tecnología desarrollada en el ámbito de la investigación llevada a casos reales. Por tanto, los operadores de UAVs necesitarán sistemas que puedan garantizar una operación fiable tanto durante el día como durante la noche con una carga de pago importante y proporcionar un uso lo más sencillo posible de la aeronave que requiera de pilotos menos experimentados para su vuelo.

## 1.5. Objetivo

El principal objetivo de este Trabajo de Fin de Grado es el de:

*Mejorar el rendimiento energético, facilidad de uso y versatilidad de una aeronave de vuelo perpetuo mediante el uso de energía solar y fabricación aditiva para que sea posible su uso en misiones reales.*

# Capítulo 2

## Diseño y Concepción

El desarrollo de los UAV's solares y operaciones son muy interdisciplinarias. Tal y como se puede apreciar en la Figura 2.1 dos sectores tecnológicos envuelven al desarrollo de este tipo de aeronaves, el propio diseño de la aeronave y la robótica de la misma.

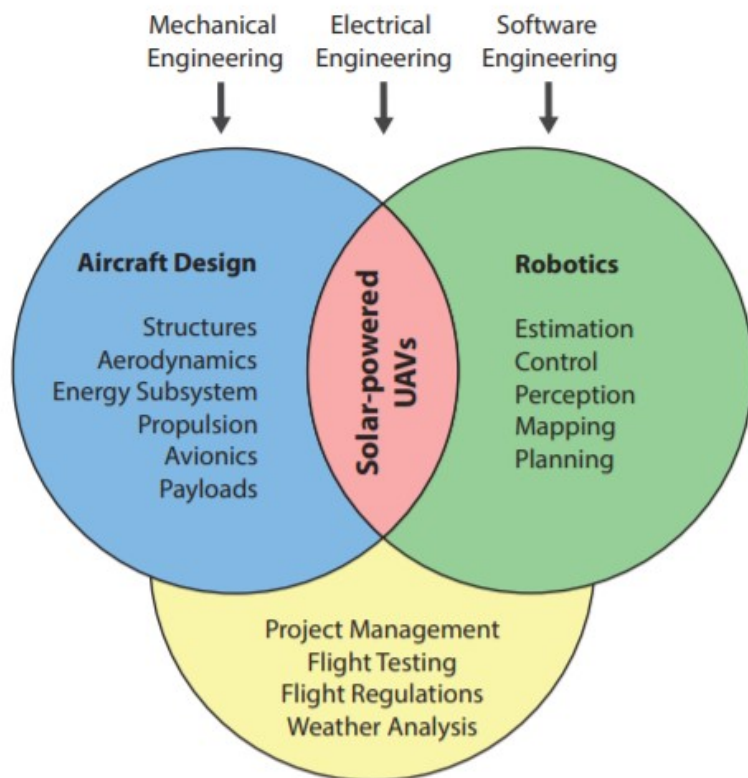


Figura 2.1: Disciplinas que envuelven el proceso de desarrollo y operacional de los UAVs propulsados mediante energía solar. La figura se basa en Leutenegger [14]

Respecto a lo que envuelve a la primera, es evidente que el desarrollo de una estructura ligera y fiable es la base para el buen funcionamiento del UAV. No obstante, tal y como

indican los recientes accidentes de las aeronaves desarrolladas por Facebook y Google para grandes alturas [15] [16], esto último resulta ser menos importante de lo pensado inicialmente. En lo que respecta a los diseños de los sistemas, un gran énfasis en la parte eléctrica debe hacerse ya que unos módulos solares eficientes y su transformación energética a los diferentes componentes es necesaria.

Por otro lado, es destacable la importancia que tiene los sistemas de almacenaje de energía que se utilicen en la aeronave, en este sentido, baterías con una gran densidad energética son necesarias para poder tener un avión con una gran autonomía de vuelo. Tal y como se puede apreciar en el sector de los aviones comerciales [17] lo más óptimo para este tipo de requisitos son baterías *Lithium-Ion* que son famosas debido a la gran peligrosidad que estas tienen cuando entran en contacto con el oxígeno combinadas con un sistema de control de las baterías (BMS).

Por otro lado, sistemas aviónicos fiables como un piloto autónomo o sensores seguros son de suma importancia para este tipo de aeronaves.

## 2.1. Clasificación de los UAV solares.

En lo que respecta a la clasificación de las aeronaves solares, se puede dividir teniendo en cuenta el modo en el que la radiación solar influye sobre las placas solares y por tanto si los componentes serán o no alimentados mediante energía solar.

- **Suministro eléctrico apoyado por batería química/Suministro eléctrico únicamente proporcionado por energía solar:** Los UAVs solares pueden utilizar tanto energía solar exclusivamente como fuente de energía o pueden también ser ayudados mediante una batería química. Ejemplos de esto último podrían ser las versiones finales del *Gossamer Penguin* y el *Sunrise* Figura 1.5d o el *SolarExcel* [1]. La mayoría de los UAVs solares requieren del uso de una batería como fuente energética de apoyo para poder volar.
- **Vuelo alto/Vuelo bajo:** Los UAVs solares pueden ser diseñados tanto para bajas altitudes y largas distancias (LALE) o altas altitudes y largas distancias (HALE). Dado que la densidad del aire es diferente dependiendo de la altura, a altas alturas el consumo energético será mayor ya que las alas generarán una menor sustentación. Las dos principales diferencias entre ambos tipos de aeronaves son el hecho de que los UAVs HALE son mucho mayores en tamaño ya que requieren de mayor superficie alar y de mayor número de placas solares y por otro lado que las aeronaves del tipo HALE son capaces de almacenar grandes cantidades de energía recogidas durante el día y que posteriormente serán utilizadas para volar durante la noche. Ejemplos de aeronaves del tipo LALE son el *SoLong* [13] o el *SkySailor* [18] mientras que el *Helios* [19], *Zephyr* [5] o el *Solara* [4] son UAVs del tipo HALE.
- **Capacidad de vuelo perpetuo:** Tal y como se puede apreciar en la Figura 2.2, dependiendo del consumo energético, el tamaño de la batería y el tamaño de las placas solares, una aeronave será capaz de realizar vuelo perpetuo. Por todo esto, las aeronaves que no tienen capacidades de vuelo perpetuo suelen ser de menor



tamaño, menos complejas, más baratas y más robustas estructuralmente hablando. Como resultado, la industria ha incrementado el interés por este tipo de aeronaves en los últimos años tal y como se puede apreciar en [9],[10], [7] y [8].

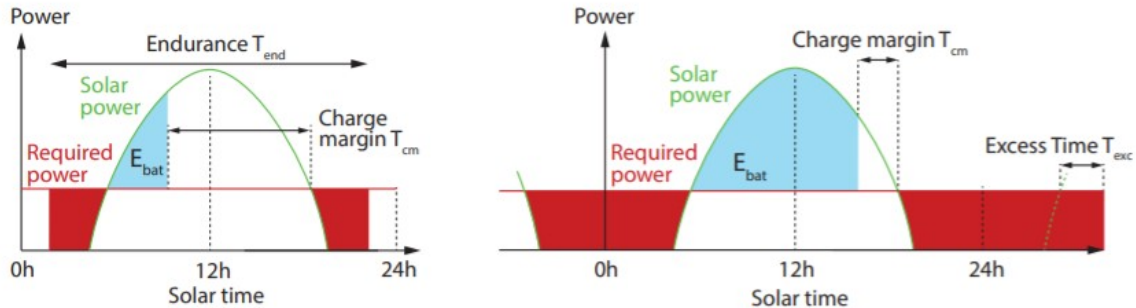


Figura 2.2: Consumo energético para diferentes condiciones de vuelo.

## 2.2. Diseño conceptual

Los UAVs solares, prometen un incremento de la duración del vuelo mediante el uso de energía exclusivamente eléctrica. Un UAV solar utiliza el exceso de energía solar acumulado durante el día para recargar sus baterías. Existen diferentes aplicaciones para este tipo de aeronaves de las cuales se podrían beneficiar directamente como son aquellas destinadas al sector industrial o el sector agrícola. Dado un diseño adecuado y las condiciones ambientales idóneas, la energía almacenada durante el día podría ser suficiente para mantener a la aeronave en vuelo durante la noche y permitir la opción de realizar varios ciclos de día y noche conocidos como vuelo perpetuo. Esta capacidad es la que convierte a este tipo de aeronaves en grandes candidatas en aquellas aplicaciones donde mucha información tenga que ser recogida a través de largas extensiones de terreno como podría ser misiones de recate a largas distancias, control marítimo...

En lo que respecta al diseño conceptual, cabe destacar que esta fase representa una parte de optimización multidimensional de las diferentes variables de la aeronave que tratan de mejorar el rendimiento del UAV en unas condiciones específicas ambientales y unas constantes impuestas por el diseñador. Como ya se ha comentado previamente, el objetivo principal de este TFG es el de diseñar una aeronave haciendo uso de tecnología de fabricación aditiva que permita mejorar las propiedades estructurales de la aeronave, juntamente con el hecho de mejorar el rendimiento energético de este tipo de aeronaves mediante el uso de placas solares que permitan acercarse al vuelo perpetuo anteriormente explicado.

Diferentes pruebas se han hecho en lo que respecta al diseño óptimo de la aeronave. Para ello se han tenido en cuenta diferentes requisitos que debía cumplir la aeronave que se muestran a continuación:

- Las variables de diseño han sido modificadas en diferentes ocasiones para optimizar el rendimiento de la aeronave y conseguir un área óptima para las placas solares.

Para aeronaves solares, se ha tomado como variables de diseño la envergadura  $b$ , la relación de aspecto  $\lambda$  y la masa de la batería  $m_{bat}$ .

- Las métricas de rendimiento ayudan a definir la eficiencia de la aeronave y por tanto deben ser optimizadas. Se han escogido el tiempo de vuelo en exceso  $T_{exc}$  y el tiempo de margen de carga  $T_{cm}$  como las principales métricas de rendimiento.
- Los parámetros tecnológicos, es decir, las propiedades tecnológicas como por ejemplo la eficiencia de las placas solares se asumirá que es un dato conocido y generalmente fijo.
- Por último, los datos introducidos por el usuario que son requisitos que la aeronave debe cumplir impuestas por el usuario. Estas pueden ser técnicas (masa o tamaño) u operacionales (altitud, tiempo...).

### 2.3. Modelos para UAVs solares

Los modelos cuasiestáticos de energía utilizados en UAVs solares, como por ejemplo los que se pueden ver en [14] o [18] normalmente ignoran la energía cinética de la propia aeronave y únicamente modelan la energía eléctrica  $E_{bat}$  de las baterías y la altura  $h$  como función de la energía potencial  $E_{pot}$ . Las dos ecuaciones de estado resultantes se integran para evaluar los flujos de energía y los márgenes de seguridad energética que proporciona un UAV con energía solar con respecto al vuelo perpetuo. La ecuación de estado combinada se puede escribir como:

$$\frac{dE_{bat}}{dt} = \mu_{bat} \cdot P_{bat} \approx \mu_{bat} \cdot (P_{solar} - P_{out}) \quad (2.1)$$

$$\frac{dh}{dt} = \frac{1}{m_{tot} \cdot g} \cdot (\eta_{prop} \cdot P_{prop} - P_{level}) \quad (2.2)$$

En la Ecuación 2.1  $\mu_{bat}$  está teniendo en cuenta las pérdidas que existen en el proceso de carga y descarga y por tanto  $\mu_{bat} = \mu_{bat}^{chg} \leq 1$  para  $P_{bat} > 0$  y  $\mu_{bat} = \mu_{bat}^{dchg} \geq 1$  para  $P_{bat} < 0$ .

Por otro lado, en la Ecuación 2.2, se observa que  $dh/dt = 0$  para un caso especial de la altura de vuelo. La ecuación aún no considera el hecho de que para  $P_{solar} > P_{out}$  la potencia de carga que ingresa a las baterías debe ser limitada. Usando el factor de carga relativo máximo  $f_{mrc}$ , se define que la potencia máxima de carga absoluta es  $P_{bat}^{chg, max} = f_{mrc} \cdot E_{bat}^{max}$ , expresada como un porcentaje de la máxima capacidad de la batería. Sabiendo que  $P_{bat}^{chg} > 0$ , se propone lo siguiente:

$$P_{bat}^{chg} = \begin{cases} 0 & \text{si } \sigma_{bat} \geq 1 \\ \exp\left(-c_1 \cdot \frac{\sigma_{bat} - \sigma_{bat}^{cl}}{1 - \sigma_{bat}^{cl}}\right) \cdot P_{bat}^{chg, max} & \text{si } \sigma_{bat} > \sigma_{bat}^{cl} \\ \min\left(P_{solar} - P_{out}, P_{bat}^{chg, max}\right) & \text{demás casos} \end{cases} \quad (2.3)$$

Lo que respecta a las ecuaciones 2.1, 2.2 y 2.3 forman una ecuación de estado de energía extendida que implementa limitación de la potencia de carga que disminuye exponencialmente (Figura 2.3) como se sugiere generalmente para las baterías de litio [20] que se utilizan en la mayoría de los UAVs solares de hoy en día. El estado de carga de la batería (por sus siglas en inglés SoC) es  $\sigma_{\text{bat}} = E_{\text{bat}}/E_{\text{bat}}^{\text{máx}}$ , el SoC (o como se indica en la nomenclatura utilizada  $E_{\text{bat}}$ ) donde comienza la limitación de carga que disminuye exponencialmente es  $\sigma_{\text{bat}}^{\text{cl}}$ , y  $c_1$  es una constante determinada con la potencia final deseada de modo que:  $\lim_{\sigma_{\text{bat}} \rightarrow 1} P_{\text{bat}}^{\text{chrg}} = P_{\text{bat}}^{\text{chrg,final}} = f_{\text{frc}} \cdot E_{\text{bat}}^{\text{máx}}$  con  $c_1 = -\ln(f_{\text{fre}})$ . Finalmente, la potencia total necesitada es:

$$P_{\text{out}} = P_{\text{prop}} + P_{\text{av}} + P_{\text{pld}} \quad (2.4)$$

$P_{\text{av}}$  y  $P_{\text{pld}}$  son entradas del usuario y representan la aviónica necesaria y la potencia de carga útil. La principal contribución proviene de la potencia de propulsión eléctrica requerida  $P_{\text{prop}}$ . En el caso importante de vuelo estabilizado a misma altura,  $P_{\text{prop}} = P_{\text{level}}/\eta_{\text{prop}}$ , en el que  $\eta_{\text{prop}}$  incluye las eficiencias de la hélice, el motor y el variador (también conocido como electronic speed controller). Para derivar la potencia a vuelo nivelado requerida  $P_{\text{level}}$ , se utiliza la ecuación estática de la fuerza de sustentación (lift)  $F_L$  y la de rozamiento (drag)  $F_D$ :

$$F_L = 1/2 \cdot \rho \cdot C_L \cdot A_{\text{wing}} \cdot v_{\text{air}}^2 = m_{\text{tot}} \cdot g \quad (2.5)$$

$$F_D = 1/2 \cdot \rho \cdot C_D \cdot A_{\text{wing}} \cdot v_{\text{air}}^2 \quad (2.6)$$

En ellas,  $g$  es la gravedad de la tierra,  $\rho$  se trata de la densidad local del aire que depende de la altura,  $A_{\text{wing}}$  se trata de la superficie alar y  $m_{\text{tot}}$  es la masa total de la aeronave. Combinándolas e insertando las ecuaciones 2.5 y 2.6 en  $P_{\text{level}} = F_D \cdot v_{\text{air}}$  se obtiene que:

$$P_{\text{level}} = \left( \frac{C_D(v_{\text{air}})}{C_L^{\frac{3}{2}}(v_{\text{air}})} \right)_{\text{mín}} \sqrt{\frac{2(m_{\text{tot}} g)^3}{\rho \cdot A_{\text{wing}}}} \quad (2.7)$$

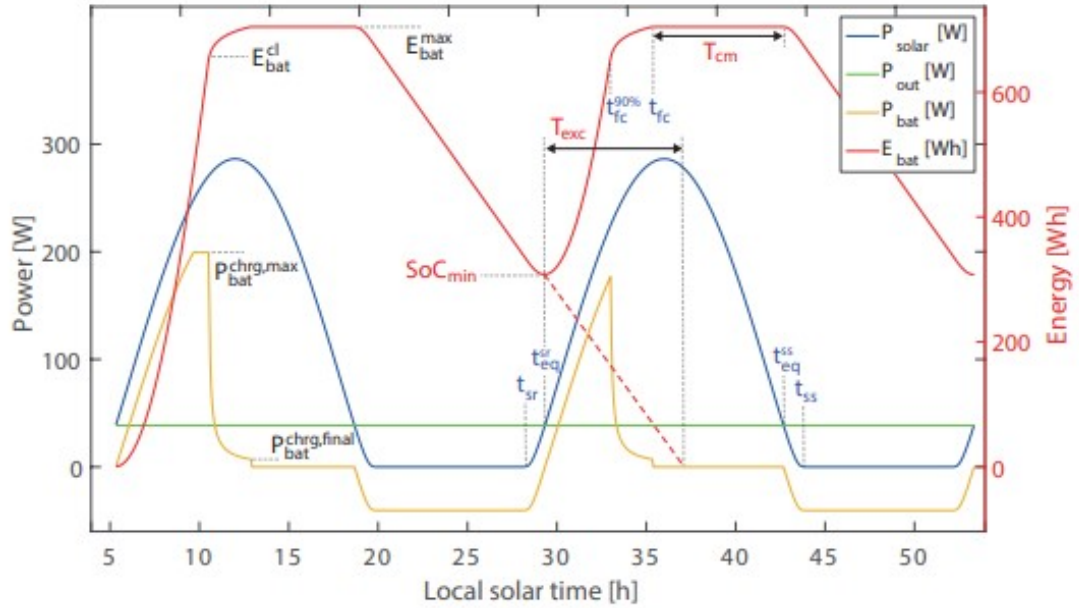


Figura 2.3: Simulación de un UAV configurado con valores de  $b=5.6$  m,  $\lambda = 18,5$  y  $m_{bat} = 2,9kg$  en el que se muestra la potencia de entrada, la de salida y la energía en la batería durante un vuelo de 2 días aproximadamente.

Los coeficientes de sustentación y de arrastre ( $C_D$  y  $C_L$ ) son ambos función de la velocidad del aire. Estos, están formados por los coeficientes de arrastre y de sustentación del ala que se obtienen como función del número de Reynolds de una simulación de un perfil alar 2D haciendo uso de Xfoil ( $C_{L,wing}$  y  $C_{D,wing}$ ). Seguidamente, los coeficientes parasíticos e inducidos de arrastre del fuselaje y del estabilizador se añaden ( $C_{D,par}$  y  $C_{D,ind}$ ):

$$C_{D,par} = 0,074 \cdot Re^{-0,2} \quad (2.8)$$

$$C_{D,ind} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot e_0 \cdot \lambda} \quad (2.9)$$

La primera ecuación representa una simplificación asumiendo fricción de placa plana.  $e_0$  es la eficiencia de Oswald y tiene un valor aproximado de 0.92. La masa total de la aeronave en la Ecuación 2.7 viene dada por:

$$m_{tot} = m_{bat} + m_{struct} + m_{prop} + m_{sm} + m_{mppt} \quad (2.10)$$

En nuestro diseño, la masa de la batería se considera una variable de diseño, es decir, se trata de optimizar su peso. El resto de las variables son determinadas automáticamente dependiendo del diseño que se utilice. La masa de la estructura,  $m_{struct}$  se calcula en función de la geometría del avión. Además, para calcular la masa del sistema de propulsión se utilizará la siguiente ecuación:

$$m_{prop} = k_{prop} \cdot P_{prop}^{máx} \quad (2.11)$$

Para el módulo solar:

$$m_{sm} = k_{sm} \cdot A_{sm} \quad (2.12)$$

Para el regulador mppt (maximum point power tracker):

$$m_{mppt} = k_{mppt} \cdot P_{solar}^{m\acute{a}x} \quad (2.13)$$

En esta ecuación,  $P_{prop}^{m\acute{a}x}$  es función de la máxima velocidad de subida deseada por el piloto o el usuario,  $P_{solar}^{m\acute{a}x}$  es la máxima potencia solar esperada,  $A_{sm} = f_{sm} \cdot A_{wing}$  es el área total expuesta a la radiación solar y el resto de constantes son definidos en la Tabla 2.1. La potencia suministrada a través de la radiación solar viene dada por la siguiente ecuación:

$$P_{solar}^{nom} = I_{solar}(\varphi_{lat}, h, \delta, t, \vec{n}_{sm}) \cdot A_{sm} \cdot \eta_{sm} \cdot \eta_{mppt} \quad (2.14)$$

En ella,  $I_{solar}(\varphi_{lat}, h, \delta, t, \vec{n}_{sm})$  es la radiación solar en una unidad de área ( $1m^2$ ) y se modela posteriormente [21]. Es función de la latitud geográfica  $\varphi_{lat}$ , la altura  $h$ , el día del año  $\delta$ , la hora local  $t$  y el vector normal a la superficie del módulo solar  $\vec{n}_{sm}$ . Para el diseño conceptual, el área del modulo solar será considerado como constante y orientado horizontalmente.

Nombre	Valor	Descripción	Fuente
$\eta_{sm}^{STC}$	0.2249	Eficiencia del modulo solar	Medido
$\epsilon_{Sm}^{cbr}$	0.97	Factor de la eficiencia del modulo solar por la cuerda del ala	[18]
$\eta_{mppt}$	0.95	Eficiencia del regulador MPPT	[18]
$\eta_{prop}$	0.62	Eficiencia del motor, hélice y variador	[18]
$\mu_{bat}^{chrg}$	0.95	Coficiente de eficiencia de carga de la batería	[18]
$\mu_{bat}^{dchrg}$	1.03	Coficiente de eficiencia de descarga de la batería	[18]
$e_{bat}$	251 Wh/kg	Energía específica de la betería (con cables)	Medido
$f_{sm}$	0.85	Fill factor del módulo solar	Aproximación
$k_{sm}$	$590g/m^2$	Densidad del módulo solar	Medido
$k_{mppt}$	0.422 g/W	Constante de masa del regulador MPPT	[18]
$k_{prop}$	1.1 g/W	Constante de masa del sistema de propulsión	[18]
$m_{av}$	0.7 kg	Masa de los sistemas de la aeronave (incluyendo los cables)	Requisito del usuario
$m_{pld}$	0 kg	Carga de pago	Requisito del usuario
$P_{av}$	6W	Consumo de los sistemas de la aeronave	Requisito del usuario
$P_{pld}$	0W	Consumo producido por la carga de pago	Requisito del usuario
$f_{mrc}$	0.5	Factor de potencia de carga relativa máxima	Elección de Diseño
$f_{frc}$	0.04	Factor de potencia de carga relativa final	Requisito del usuario
$\sigma_{bat}^{cl}$	0.9	Estado de carga para comenzar a limitar la carga	Requisito del usuario

Tabla 2.1: Parámetros utilizados durante el diseño conceptual del *SolarÍO*. Algunos parámetros han sido tomados de medidas de otros trabajos [18]

## 2.4. Metodología

En esta sección se explicará la herramienta que permite realizar el diseño conceptual. En primer lugar, se tiene en cuenta la posibilidad de realizar simulaciones de más de un día. En la Figura 2.3 se pueden observar los resultados de la potencia solar  $P_{solar}$ , la potencia requerida  $P_{out}$  y la batería restante  $E_{bat}$  obtenida por un vuelo de dos días. Además, es importante recalcar el hecho de que para el segundo día, la carga inicial será completamente diferente que para el inicio del vuelo influyendo de este modo en el proceso de recarga de las baterías.

En segundo lugar, y lo que es más importante, los criterios de optimización se amplían para lograr vuelos de varios días energéticamente robustos. Una condición necesaria y suficiente para perpetuar vuelo es que el exceso de tiempo  $T_{exc} > 0$  donde:

$$T_{exc} = \frac{E_{bat}(t = t_{eq})}{P_{out}^{nom}} \Bigg|_{P_{solar}(t > t_{sr})=0} \quad (2.15)$$

con  $t_{eq} = t(P_{solar}^{nom} = P_{out}^{nom})$  por las mañanas. Esto significa que debe existir batería restante para  $t = t_{eq}$  para continuar el vuelo, por ejemplo, en caso de cobertura de nubes. Una métrica de rendimiento alternativa que indica el mismo hecho es el estado mínimo de carga de la batería.

$$\sigma_{bat}^{min} = \min \left( \frac{E_{bat}(t)}{E_{bat}^{max}} \right) \quad (2.16)$$

Donde se requiere que  $\sigma_{bat}^{min} > 0$  durante todo el vuelo pero especialmente en  $t = t_{eq}$  por la mañana. Otros trabajos como [14] [18] se centran en maximizar  $T_{exc}$ , sin embargo, un valor alto de  $T_{exc}$  no añaden una mayor fiabilidad en ciertos casos por ejemplo cuando decrece  $P_{solar}$  por un cielo nublado. Contrariamente, cuando se busca una optimización exclusivamente para  $T_{exc}$ , la metodología que en este trabajo se presenta seleccionará la batería con mayor capacidad, que podrá ser cargada al máximo en condiciones óptimas, pero que conllevaría en que cada reducción de  $P_{solar}$  hará decrecer directamente a  $T_{exc}$ . En este sentido, se introduce el margen de carga del siguiente modo:

$$T_{cm} = T(E_{bat} = E_{bat}^{max}) := t_{eq}^{ss} - t_{fc} \quad (2.17)$$

Se trata de un margen de seguridad que indica cuánto tiempo de carga no utilizado queda después de alcanzar la carga completa antes de que comience de nuevo la descarga de la batería. Esto también significa que en caso de de la disminución de los ingresos por energía solar,  $T_{cm} > 0$  proporciona un margen adicional antes de una disminución en exceso se produce el tiempo. Calculamos  $T_{cm}$  a partir de la diferencia entre el tiempo de antes de la puesta del sol y el tiempo de carga completo.

En este documento, el enfoque general para aumentar la robustez con respecto a los perturbaciones de potencia es, por tanto, para determinar el  $T_{exc}$  más bajo aceptable que satisfaga el los requisitos del usuario sobre la operación del UAV, y luego optimizar la

configuración para  $T_{cm}$ . El procedimiento exacto propuesto para el diseño de vehículos aéreos no tripulados que funcionan con energía solar para el vuelo perpetuo es:

1. Seleccionar la latitud operacional nominal  $\varphi_{lat}$ , el día del año y la duración del vuelo ( $\delta^{\min, \max}$ ).
2. Duración de la noche en el rango  $\delta = [\delta^{\min}, \delta^{\max}]$ .
3. El tiempo total en exceso requerido es ahora el siguiente:

$$T_{exc}^{req} = T_{exc}^{\delta} + T_{exc}^{clouds} + T_{exc}^{P_{level}} \quad (2.18)$$

Donde  $T_{exc}^{\delta} = T_{night}^{\max} - T_{night}^{\min}$  Donde  $T_{exc}^{\delta} = T_{night}^{\max} - T_{night}^{\min}$  es un margen para el tiempo de carga perdido durante la noche,  $T_{exc}^{clouds}$  para las nubes que puedan existir durante la mañana o la tarde y  $T_{exc}^{P_{level}}$  representa el margen por un supuesto incremento en el consumo eléctrico.

4. Análisis de diseño dada la metodología de la Sección 2.5 para  $\delta$  ( $T_{night} = T_{night}^{\min}$ ). Preselección de la configuración de la aeronave que satisfaga  $T_{exc} > T_{exc}^{req}$ .
5. Permitir configuraciones intermedias que sigan teniendo en cuenta diferentes especificaciones del UAV como son  $b$ ,  $\lambda$  o  $m_{bat}$  en cuenta. Selección de la mejor configuración posible para maximizar  $T_{cm}$ .

Este diseño conceptual es aplicado en la siguiente sección. Una alternativa a esta última se puede observar en [11] que utiliza una combinación de  $T_{exc}$  y  $T_{cm}$ . La ventaja de la metodología que se va a utilizar es que garantiza la fiabilidad del vuelo perpetuo bajo un rango de diferentes fechas y condiciones ambientales diferentes gracias a los márgenes energéticos  $T_{exc}^{\delta}$ ,  $T_{exc}^{clouds}$  y  $T_{exc}^{P_{level}}$  establecidos que nacen directamente de las necesidades de la misión propuestas por el usuario.

## 2.5. Aplicación del diseño conceptual

Para el primer paso explicado en la Sección 2.4 se define que el *SolarÍO* operará en una latitud  $\varphi_{lat} = 40^{\circ}N$  aproximadamente la de Valencia y se establece que las fechas de vuelo se realizará entorno a Junio, de este modo:  $\delta^{nom} = \text{Junio}$  y por tanto teniendo en cuenta que debería existir un margen de  $\pm 2$  dos meses en los que debería ser viable el vuelo perpetuo, las fechas de vuelo podrían rondar entre Abril y Agosto también.

Consultando [21] para el paso 2, se observa que para Junio  $T_{night}^{\min} = 8,7$  h y que para abril  $T_{night}^{\max} = 10,5$  h y por tanto  $T_{exc}^{\delta} = 1,8$  h. Tras ello, en el paso 3 se utiliza experiencia de vuelos anteriores para ser capaces de determinar que  $T_{exc}^{clouds} = 3,0$  h, por tanto se tendrá en cuenta que durante aproximadamente 3 horas existirán nubes que podrán cubrir total o parcialmente el cielo y se escoge que  $T_{exc}^{P_{level}} = 0,2 \cdot T_{night}^{\max} = 2,1$  h para ser capaces de incrementar el consumo debido a turbulencias, viento en cara u otros errores que puedan surgir y que no se hayan tenido en cuenta.

Utilizando la Ecuación 2.18 se obtiene que  $T_{exc}^{req} = 6,9$  h será el mínimo tiempo en exceso necesario para ser capace de realizar un vuelo perpetuo con seguridad en las fechas escogidas.



En el paso 4, se utilizará en software desarrollado en Matlab que permite realizar el diseño conceptual de la aeronave teniendo en cuenta las variables de diseño escogidas previamente que son la envergadura  $b$ , la masa de la batería  $m_{bat}$  y la relación de aspecto  $\lambda$ . Los parámetros tecnológicos y las entradas introducidas por el usuario son tomadas de la Tabla 2.1.

Primeramente, se realiza un primer estudio y se observa que el valor óptimo para la relación de aspecto se encuentra aproximadamente para el valor  $\lambda = 18,5$ . Una vez obtenido este resultado, se observa en la Figura 2.4 los márgenes de los resultados frente a las variables de diseño  $b$  y  $m_{bat}$ . El tiempo de exceso (arriba a la izquierda) permite identificar las regiones para las cuales es posible realizar el vuelo perpetuo. Para los casos en los que el vuelo perpetuo es imposible, el gráfico de resistencia (arriba a la derecha) muestra que los tiempos de vuelo totales alcanzables siguen siendo significativos y, a menudo, superan las 30 horas. El tiempo de vuelo  $T_{endur}$ , se calcula asumiendo que se despegue con las baterías al máximo y que se aterrice cuando  $E_{bat} = 0$ . El margen de carga (abajo a la izquierda) muestra el aumento esperado para una masa de batería más pequeña, y la masa total del avión (abajo a la derecha) escala con la masa de la batería y la envergadura como se describe en la Sección 2.3. El paso final es el de reconocer las configuraciones que satisfacen que  $T_{exc} > T_{exc}^{req}$ . En la Figura 2.5, esta es la región dentro de la línea de contorno azul. En general, las métricas de rendimiento óptimas ocurren a grandes envergaduras.

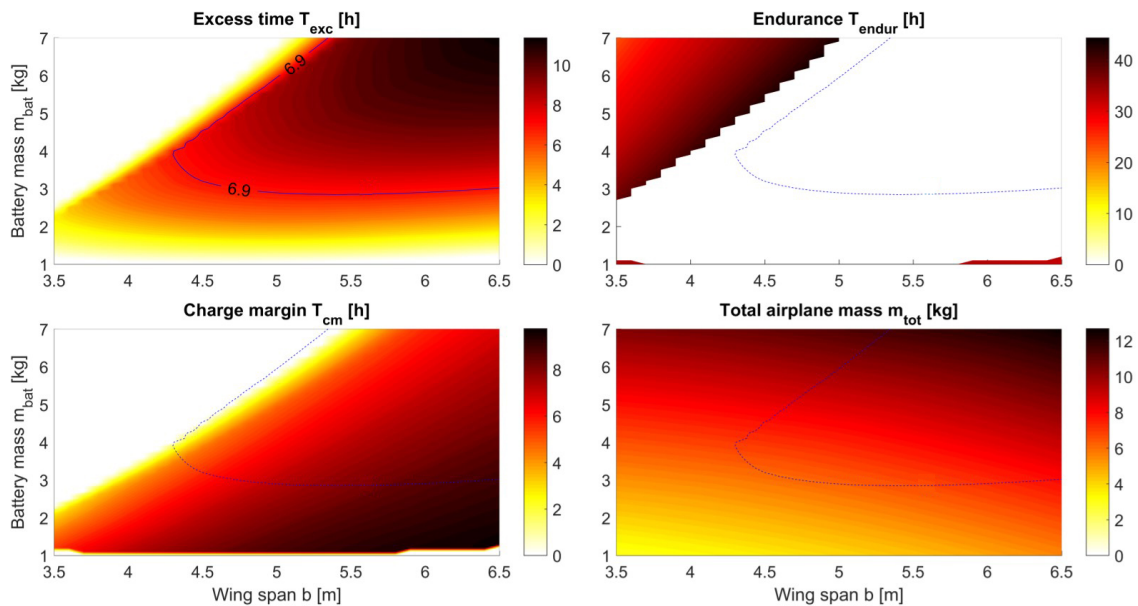


Figura 2.4: Resultados de la simulación del diseño conceptual del *SolarÍO* como función de  $b$  y  $m_{bat}$ . La configuración que satisface que  $T_{exc} > T_{exc}^{req}$  se encuentra dentro del contorno azul.

Tras esto, se debería continuar con el paso 5 explicado anteriormente en el que se seleccionarían las características de la aeronave teniendo en cuenta la solución observada en la Figura 2.5. La primera es que para nuestro vehículo aéreo, nuestro objetivo es una



configuración a pequeña escala y de lanzamiento manual que permita un fácil transporte mediante el desmontaje del ala principal. Por lo tanto, aplicamos la restricción de diseño de que cada una de nuestras tres secciones principales de ala tendrá menos de 2 m de largo y, por lo tanto, se escoge que  $b = 5,6m$ .

Una segunda restricción de diseño significativa que afecta a los UAV de energía solar a pequeña escala es la necesidad de integrar sin problemas las células solares dentro de la cuerda del ala y la envergadura del ala.

La elección escogida para  $b = 5,6m$  cumple con este requisito para  $\lambda = 18,5$ . Por último se debe escoger la masa de la batería. Como se puede observar en la Figura 2.5 se escogerá  $m_{bat} = 2,9kg$  para optimizar  $T_{cm}$ .

La configuración seleccionada finalmente,  $m_{bat} = 2,9kg$ ,  $b = 5,6m$  y  $\lambda = 18,5$  da como resultado los siguientes valores  $T_{exc} = 7,03h$  y  $T_{cm} = 8,17h$  cuando  $m_{tot} = 7,12kg$  dando una potencia total del sistema de  $P_{out} = 41,8W$  en las fechas y posición seleccionadas.

## 2.6. Análisis de la fiabilidad de los parámetros del diseño conceptual.

Para realizar una verificación inicial de la robustez del vuelo de varios días proporcionada por el diseño conceptual y el marco de análisis en la forma del UAV *SolarÍO*, investigamos su desempeño bajo desviaciones de su punto de operación nominal. Las desviaciones más significativas son causadas por efectos meteorológicos locales y, a menudo, impredecibles que alteran el equilibrio energético del UAV. Estos deterioros pueden modelarse mediante un cambio en el ingreso y la producción de energía promedio del UAV durante el día, sabiendo que:

- La variación en la potencia solar suministrada  $P_{solar}^{dist}$ , que es la causada por niebla o nubes será definida como  $k_{CCF} \in [0, 1]$  que se trata del factor que rige la cobertura de nubes y, por lo tanto, la claridad de la atmósfera. Debido a que se desconoce con exactitud la distribución espacial y temporal de las nubes, se asume que:  $P_{solar}^{dist}(t) = P_{solar}^{nom}(t) \cdot k_{CCF}$
- La variación en la potencia eléctrica de salida  $P_{out}^{dist}$ . Las corrientes descendentes, el viento en contra o las ráfagas pueden requerir una mayor propulsión o potencia de actuación. De este modo, se introduce el factor  $k_{OPF}$  y se puede definir que  $P_{out}^{dist}(t) = P_{out}^{nom}(t) \cdot k_{OPF}$

La Figura 2.5 muestra el valor del tiempo restante  $T_{exc}$  en función de las diferentes variaciones en las condiciones previamente comentadas. El *SolarÍO* con la configuración previamente escogida obtiene rendimientos que permiten el vuelo perpetuo con menos del 50% de la potencia solar. Por su lado, en Abril, también se continua verificando que es posible realizar el vuelo perpetuo, verificando de este modo el requisito establecido  $\delta^{nom} \pm 2$ . Por su lado, si se establece una configuración que trate de obtener el máximo tiempo de vuelo  $m_{bat} = 6,2kg$ , basándonos en trabajos anteriores, [22] o [18], nos da como resultado un valor de  $t_{exc} = 10,1h$ , sin embargo, la fiabilidad con respecto a las nubes o

si fuera necesaria una mayor potencia se ve disminuido considerablemente. En Abril, la configuración con  $m_{bat} = 6,2kg$  no permite el vuelo perpetuo.

Como conclusión, se puede afirmar que el diseño escogido para el *SolarÍO* da una gran fiabilidad energética, permitiendo de este modo el vuelo perpetuo en diferentes condiciones y fechas, dotando de este modo a la aeronave de una gran flexibilidad.

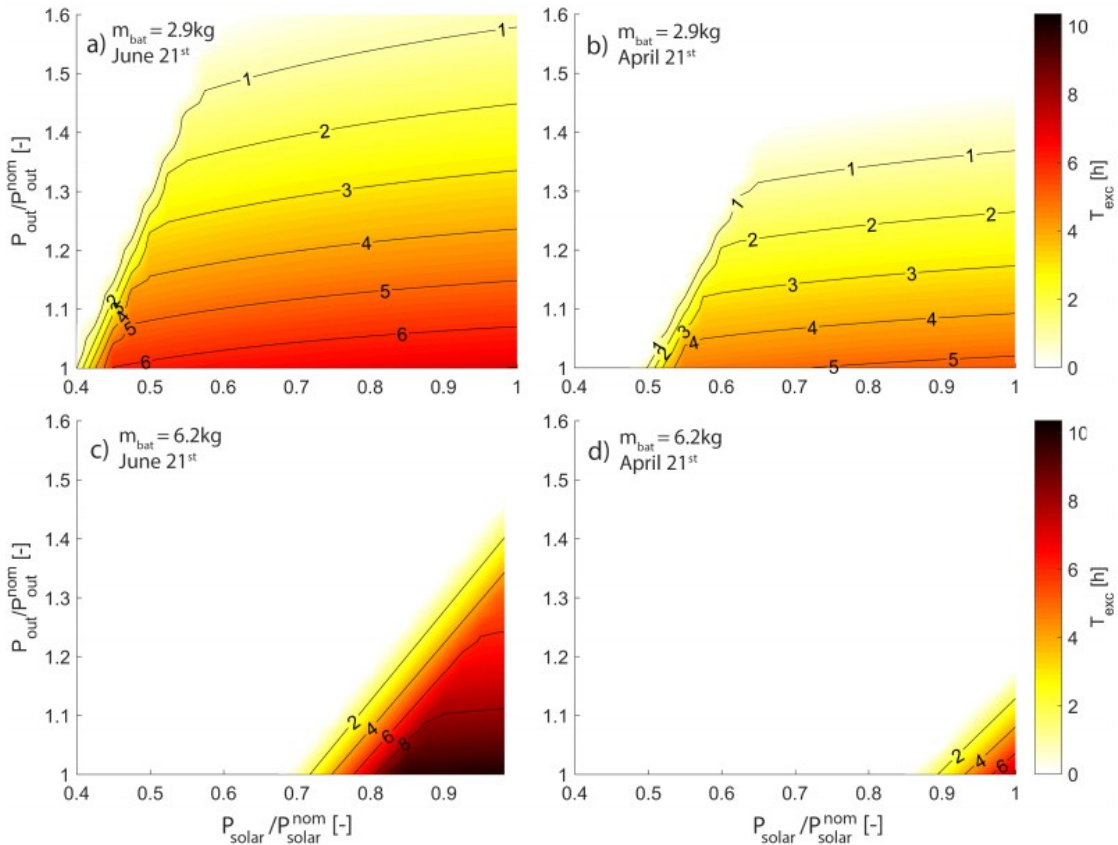


Figura 2.5:  $T_{exc}$  en diferentes casos de variación de la potencia eléctrica de entrada y de salida para la configuración para el *SolarÍO* seleccionada, en diferentes fechas del año y diferentes valores de  $m_{bat}$ .

## 2.7. Propuesta de diseño

Una vez realizado el estudio teórico del diseño óptimo que mejor se adaptaría a las condiciones de vuelo y requisitos que debería cumplir el *SolarÍO*, es necesario plasmarlo en un diseño real. Debido a las limitaciones evidentes económicos, de tiempo y de materiales, este diseño no ha podido ser plasmado en la realidad. Por su parte se propone una alternativa de diseño, menos complicada desde el punto de vista de la fabricación y a la vez más viable económicamente. En la Figura 2.6 se puede apreciar el diseño que seguirá el *SolarÍO*, sin embargo, si se desea observar con más detalle, el mismo plano se puede encontrar en mayor tamaño en los anexos 8.2. Las alas, las cuales cuentan con una envergadura de 3.096 metros, estarán subdivididas en dos semialas de forma que se

junten para facilitar el transporte y montaje de los componentes internos de la misma. El extremo del ala es puntiagudo, de forma que se obtiene un comportamiento similar al que se obtendría si se utilizase un winglet. Se utiliza para el diseño del perfil alar que se puede observar en la Figura 2.7 constante en toda su envergadura.

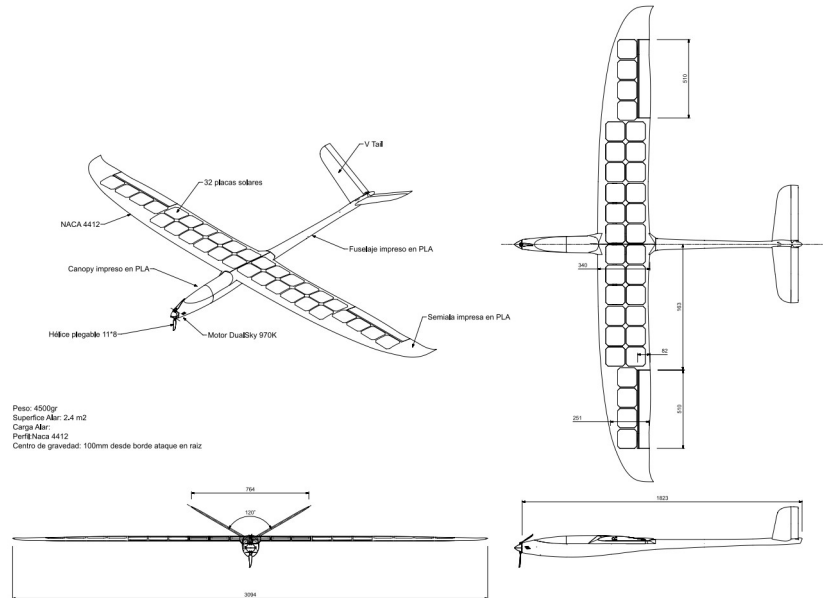


Figura 2.6: El diseño final del *SolarÍO*. Para una vista más detallada de las dimensiones, se puede consultar la parte de planos del anexo 8.2.

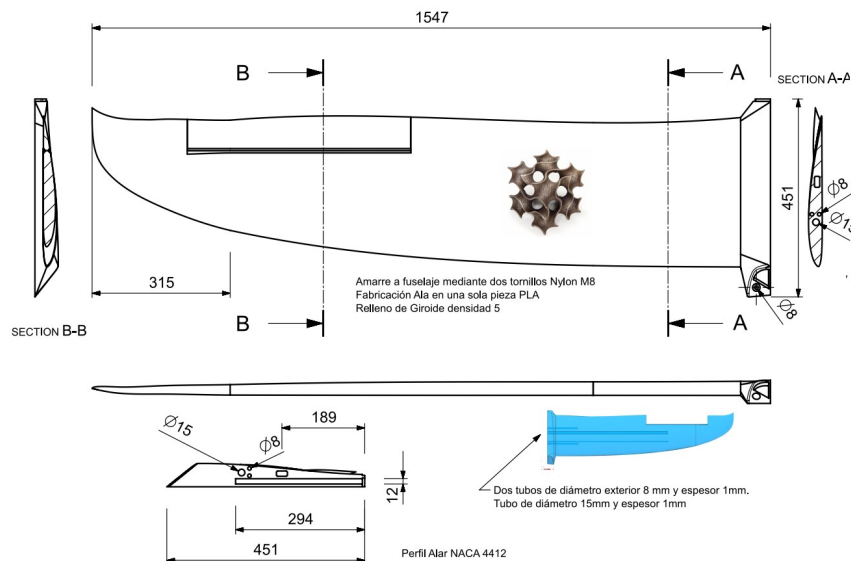


Figura 2.7: Diseño final del ala y más concretamente el perfil alar del *SolarÍO*. Para una vista más detallada de las dimensiones, se puede consultar la parte de planos del anexo 8.2.

De este modo, el diseño del *SolarÍO* quedaría tal y como se puede apreciar en la Figura 2.8 la cual se trata del CAD de la aeronave.

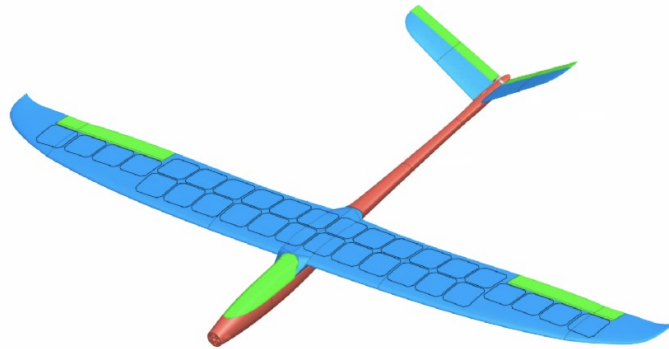


Figura 2.8: CAA del *SolarÍO*

Por su parte, se utilizan alerones que tienen 0.5 m de longitud. Las alas, que al igual que el resto de la estructura de la aeronave, serán construidas en impresión 3D, estarán reforzadas por una varilla circular de fibra de carbono que recorra la envergadura del ala y proporcionando de una mayor robustez estructural a la aeronave. De esta forma, se evita al máximo la flexión de las alas que podría resultar en dañar las placas solares de la superficie alar. En lo que respecta a la cola, se opta por un diseño en V. Como se observa en la Figura 2.6, el diseño se asemeja mucho a un glider. Este tipo de aeronaves sin motor se caracterizan por generar muy poco drag ya que esto es necesario para permitirles planear lo máximo posible. En cuanto al *SolarÍO*, reducir al máximo el rozamiento se traduce en un menor consumo energético por parte del motor y por tanto facilitaría el conseguir más horas de vuelo y ser capaces de recargar las baterías. Para ello, se utiliza una configuración en V para la cola, que permite menores superficies que un diseño convencional, se trata de una configuración más ligera y tiene una menor resistencia al avance y genera una menor resistencia inducida.

Los parámetros más importantes de la aeronave se muestra en la siguiente tabla 2.2.

Parámetro	Valor
Envergadura	3.096 m
Cuerda	0.305 m
Masa Total	3 kg
Masa de la batería	0.415 kg
Velocidad de vuelo	8.6 m/s (crucero)

Tabla 2.2: Especificaciones principales del *SolarÍO*

Los planos en detalle de todas las partes del *SolarÍO* están disponibles en el anexo.

## 2.8. Análisis estructural

Como consecuencia del estudio realizado con los rellenos de las alas se sacó la conclusión que el relleno de las piezas impresas con una superficie minimal era lo más óptimo. Concretamente, se seleccionaron las superficies giroides como relleno tanto para las alas del avión como para ciertas partes del fuselaje. Esta superficie maximiza el ratio resistencia mecánica frente a la superficie (y por lo tanto frente al peso). Como ya se ha indicado anteriormente, su uso ha estado muy limitado por la dificultad técnica de su fabricación. Con la implantación de la fabricación aditiva, se ha visto el gran potencial que tienen estas superficies en todo tipo de piezas, especialmente en los sectores metalmecánico, aeroespacial y automoción.

Para la realización del estudio mecánico del avión solar impreso, se ha dividido el avión en dos grandes componentes; las alas y el fuselaje. El análisis mecánico presentado en este TFG se centra en el diseño del ala debido a que el cálculo del fuselaje no es crítico y su cálculo es muy sencillo. A pesar de que es posible la modelización de la estructura giroide en el interior del ala con programas CAD/CAM/CAE, el estudio por elementos finitos de toda el ala no es posible realizarlo sin hacer simplificaciones a su geometría. Se ha intentado hacer el estudio en piezas de menor tamaño, como probetas, pero el tiempo de cálculo y el número de nodos necesario para hacer un estudio completo es inviable, además se considera que se puede hacer mejor haciendo modelos simplificados. Se ha ajustado un modelo mecánico que simula el comportamiento de piezas construidas con estructuras giroides. Para obtener este modelo, se han realizado probetas de diferentes espesores, 15, 20 y 25 mm que se han ensayados en una máquina universal de ensayos donde se han realizado ensayos de flexión con tres puntos y compresión.

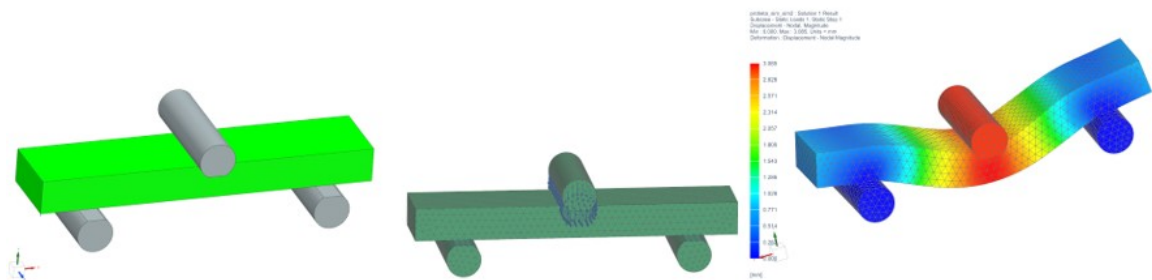


Figura 2.9: Ajuste de probetas con relleno de giroide.

En la Figura 2.9 se muestra la fabricación de alguna de las muestras ensayadas. La máquina permite la fabricación en serie de piezas que son desplazadas por la cinta transportadora, por lo que se agiliza mucho la fabricación de las probetas. Para más detalles sobre este estudio, se recomienda la lectura del TFG de Pablo Castelló (Grado Ingeniería Aeroespacial, ETSID, Valencia, 2021).



Figura 2.10: Fabricación probetas con relleno de Giroide.

Dado que la impresión del avión se va a realizar con una impresora de Z infinita, también se ha hecho un estudio de la influencia del ángulo de boquilla de impresión sobre las propiedades mecánicas. Se sacó la conclusión de que el ángulo óptimo es el mínimo permitido por la máquina y que permita que toda la pieza pueda imprimirse en configuración de Z infinita. La limitación para esta segunda restricción básicamente es la altura máxima de la pieza, que en este caso no es problemático. Por lo tanto, se imprimirá y se harán los cálculos mecánicos con el mínimo permitido por la máquina, esto es 15 grados (ver Figura 2.11).

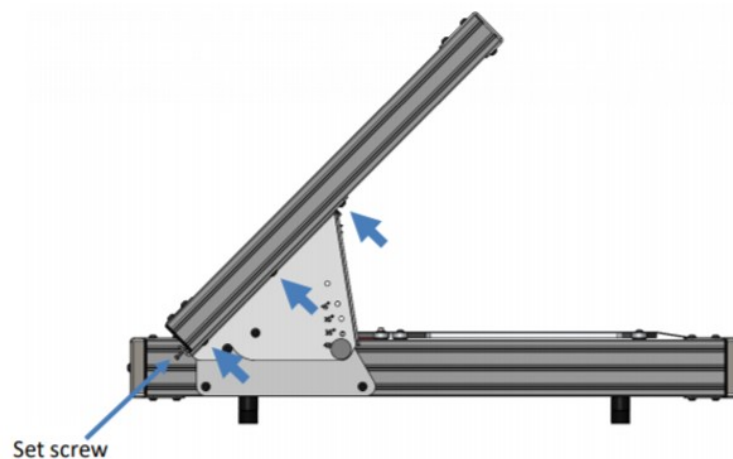


Figura 2.11: Impresora Z infinita con diferentes ángulos de impresión; 45, 35, 25 y 15 grados.



El modelo del material para la simulación mecánica se ha incorporado en un software de simulación mecánica por elementos finitos (Siemens NX) y los principales parámetros se muestran en la Figura 2.12. Como puede verse el material tiene un módulo de Young de 100.000 KPa. Este valor es compatible con las propiedades mecánicas del PLA utilizado en impresión que tiene un módulo de Young aproximado de entre 3.3 y 3.6 GPa.

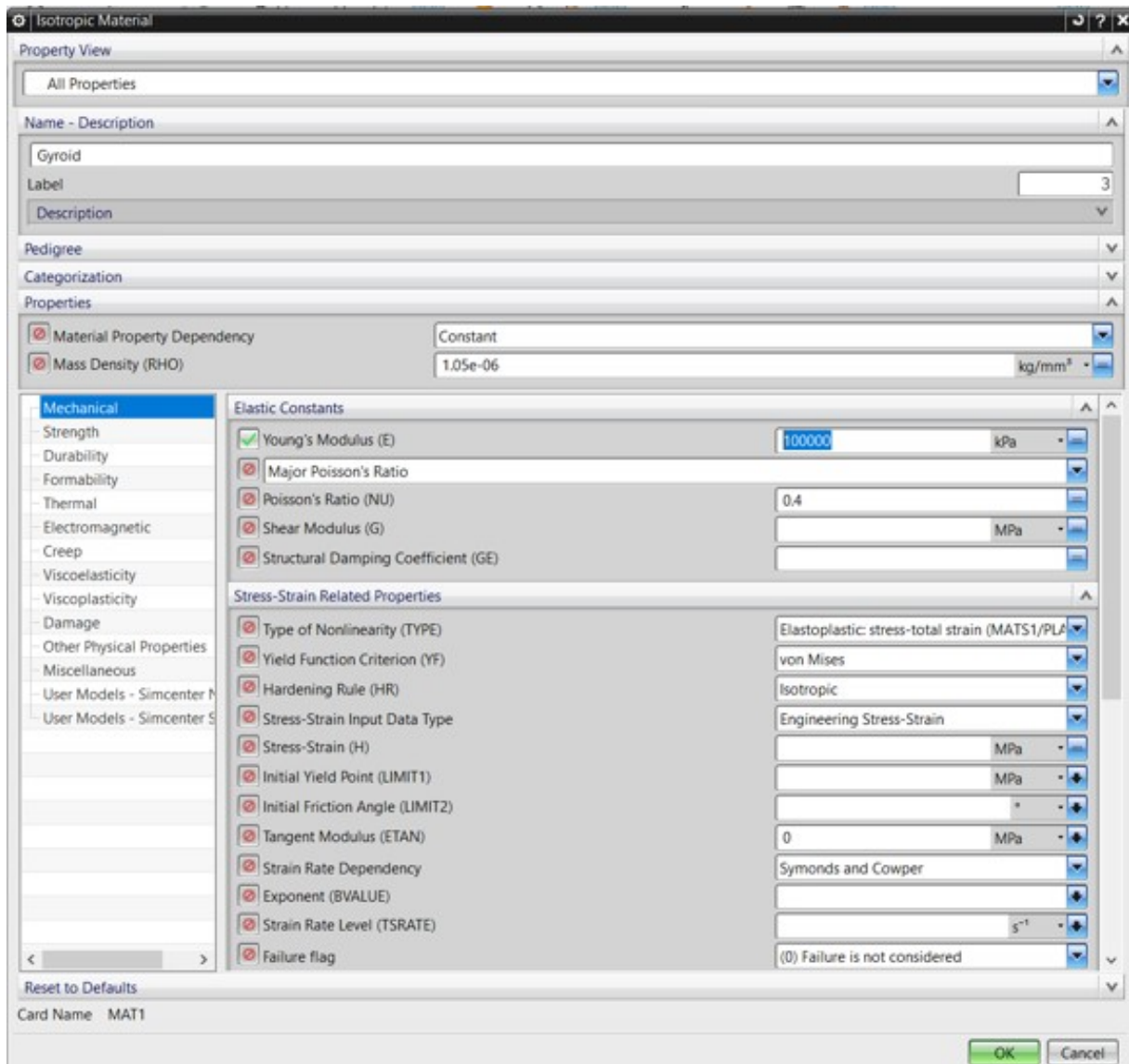


Figura 2.12: Propiedades mecánicas del material PLA con relleno de Giroide.

Antes de hacer el cálculo mecánico, se simplifica la geometría de la pieza eliminando los detalles que no son relevantes para el cálculo mecánico y que complican el mallado y posterior resolución del sistemas de ecuaciones. En las imágenes de la Figura 2.13 se muestran las zonas del ala que han sido simplificadas a efectos de cálculo mecánico por elementos finitos.

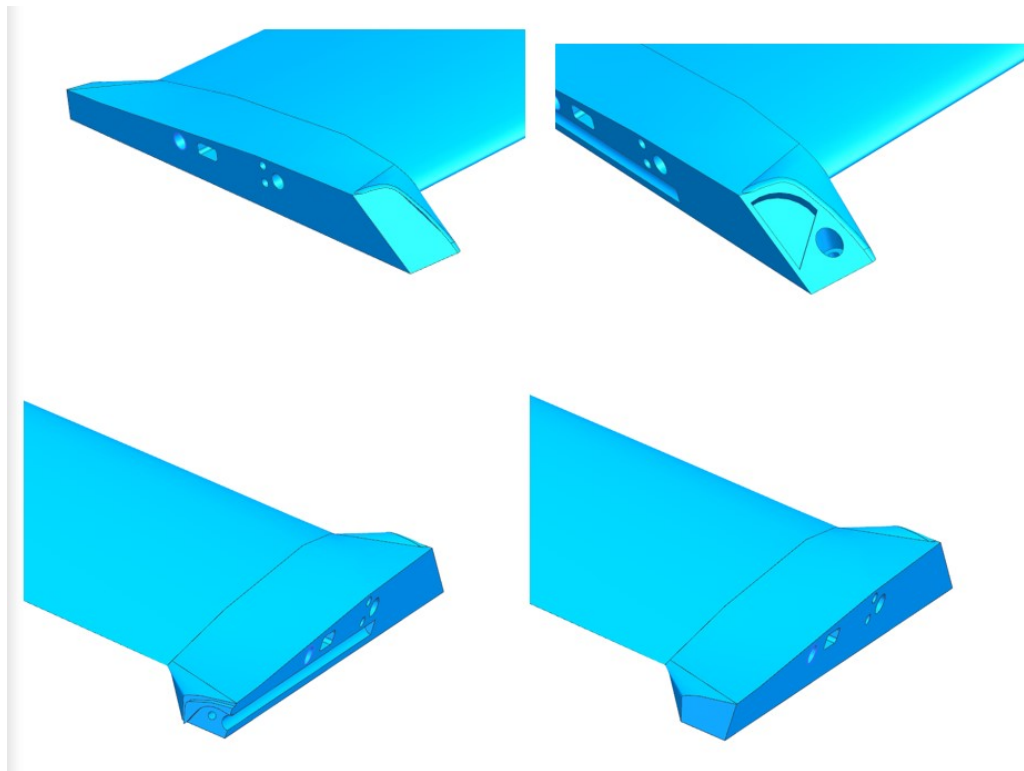


Figura 2.13: Simplificaciones a la geometría del ala.

El modelo de elementos finitos se ha hecho con cinco mallas, una de tetraedros de tamaño 15mm y cuatro unidimensionales que modelizan cada uno de los tubos que refuerzan el ala. La malla de tetraedros está formada por un total de 135,381 nodos y 81,426 elementos, en la Tabla 2.3 se pueden encontrar más detalles de esta malla.

Información de la malla	
Tipo de malla	3D
Número de elementos	81426
Número de nodos en la malla	135381
Tamaño de los elementos (mm)	15
Máximo gradiente de crecimiento	1.3
Tipo de mallado	Tetraedros

Tabla 2.3: Información del mallado utilizado para el cálculo con elementos finitos.



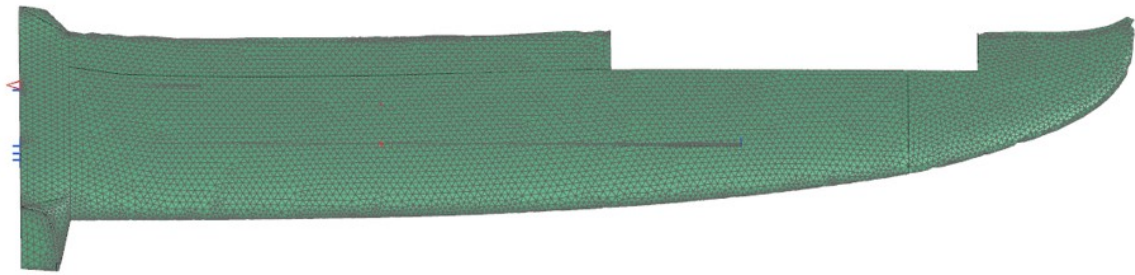


Figura 2.14: Malla utilizada para el cálculo por elementos finitos.

Las varillas de refuerzo se simulan como un elemento unidimensional acoplado a la malla tetraédrica. Dos varillas son tubulares de diámetro exterior 8 mm y espesor 1mm. Las otras dos varillas son tubos de diámetro 15mm y espesor 1mm. En ambos casos son de fibra de carbono de alto módulo cuyas características mecánicas se describen en la Tabla 2.4.

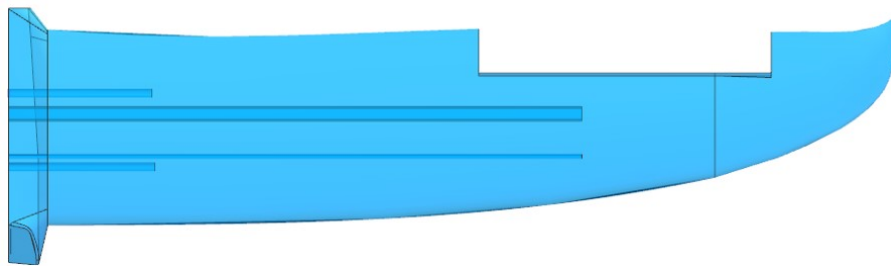


Figura 2.15: Posicionamiento de las varillas de refuerzo y montaje.

Designación	Alta resistencia (HR)	Alto módulo (HM)	Tipo III
Diámetro de hilo ( $\mu\text{m}$ )	8	7	7-8
Densidad ( $\text{kg}/\text{m}^3$ )	1740-1760	1820	1820
Módulo de elasticidad (GPa)	230	390	290
Elongación a la rotura (%)	2.6-5	2.1-2.7	3.1
Módulo específico	130	210	160
Coefficiente de expansión térmica ( $10^{-6}/C$ )	2.56	2.56	2.56

Tabla 2.4: Propiedades de diferentes fibras de carbono provenientes de PAN (Properties of PAN fibers)

[23]

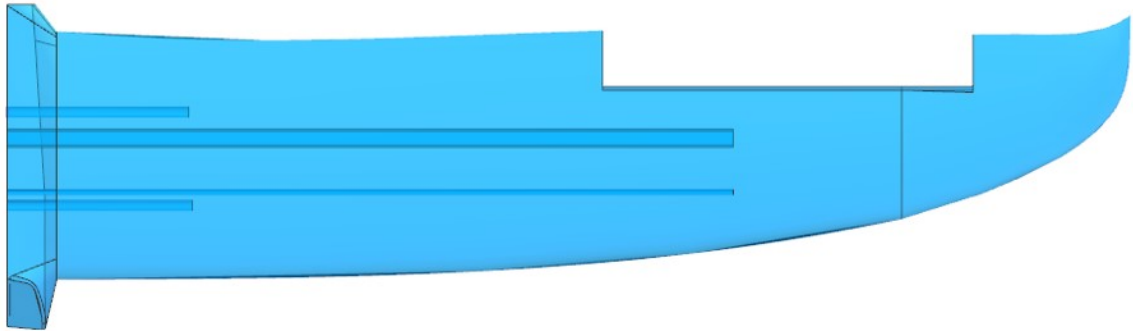


Figura 2.16: Tubos utilizados de refuerzos de las alas [24]

Se considera que el ala trabaja con un empotramiento en su extremo central y que tiene una carga uniformemente distribuida en la superficie del ala de 5Kg. Esta carga se considera que es muy superior la carga de trabajo en condiciones normales. Se ha calculado con un índice de seguridad de 2, considerando que el momento más crítico del vuelo es el impacto contra el suelo en el momento del aterrizaje. El avión puede levantar una carga de pago de 200 gramos aproximadamente para una cámara de grabación o equipo similar. En la Figura 2.17 se muestran las restricciones de movimiento y la distribución de cargas. Se observa que en los tubos de refuerzo hay condiciones de malla de contacto para simular un desplazamiento conjunto.

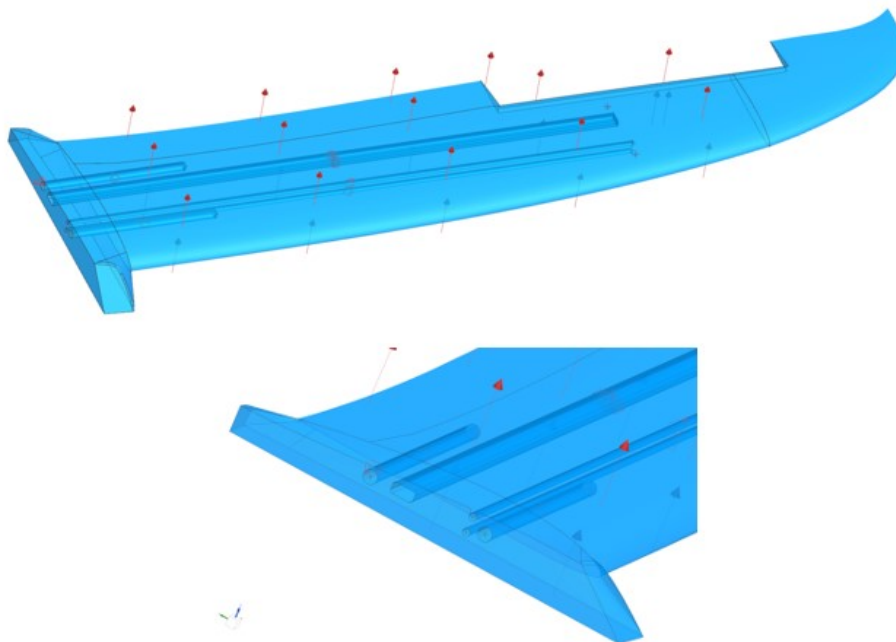


Figura 2.17: Condiciones de contorno para el cálculo mecánico.

En la Figura 2.18 se muestra la deformada total de la pieza, donde se puede ver que tiene un máximo en la punta es de 50mm aproximadamente que se considera razonable para un avión de esta envergadura.

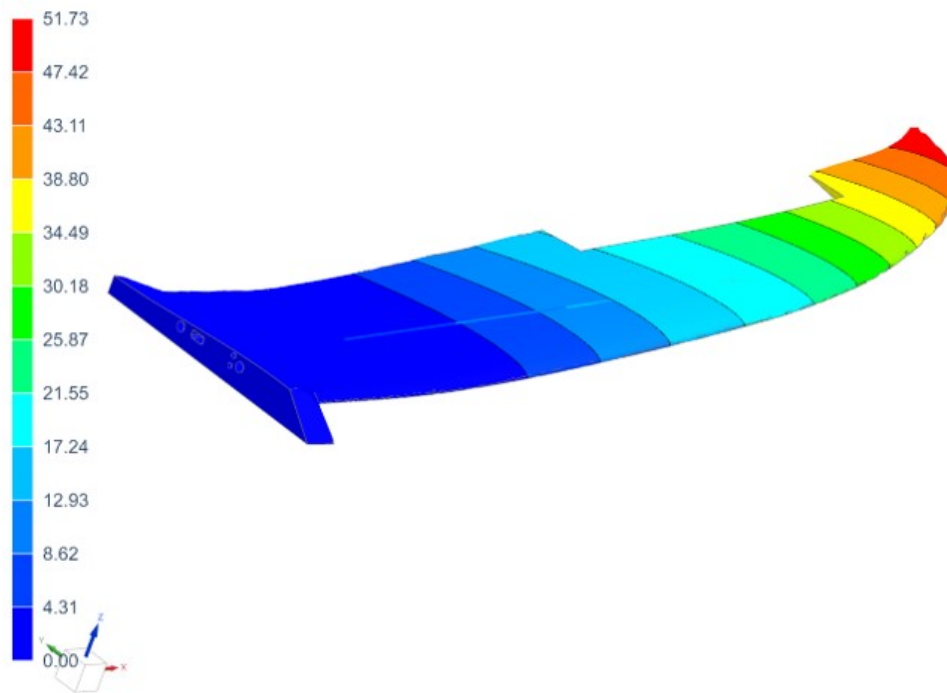


Figura 2.18: Deformación total del ala en mm.

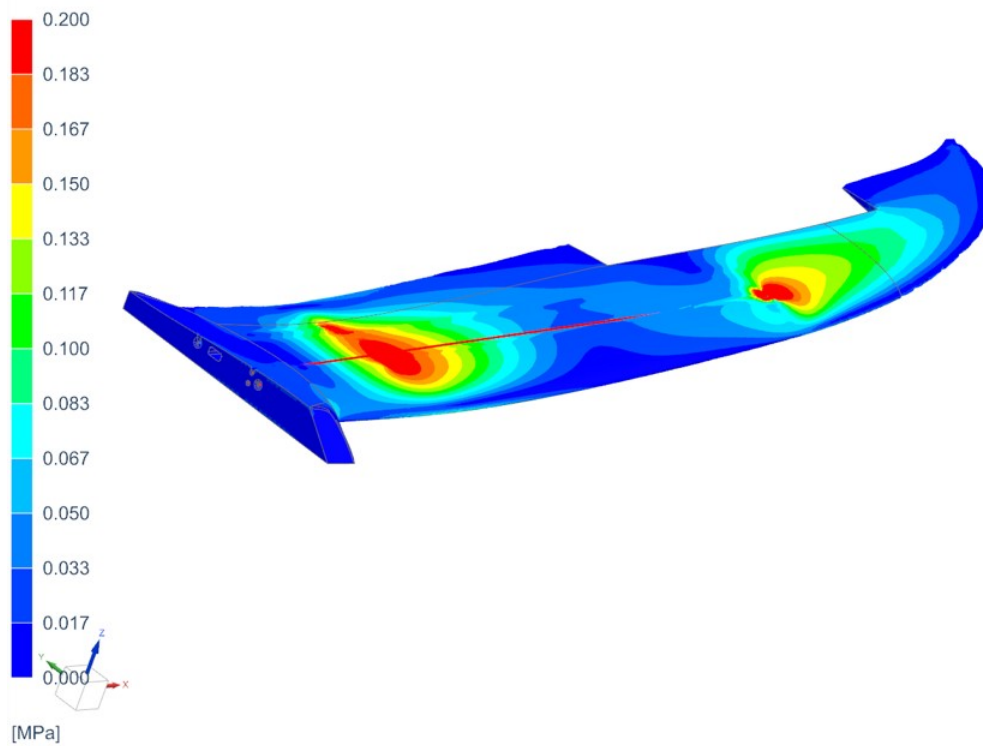


Figura 2.19: Tensiones de Von Mises.

La Figura 2.19 muestra el diagrama de tensiones de Von Mises, donde se puede apreciar

que el ala no está sometida a tensiones importantes salvo en las zonas donde aparecen concentraciones de tensiones debidas a la presencia de los refuerzos de carbono. Esto es debido al diferente comportamiento mecánico de ambos materiales. Dado que las tensiones no son muy elevadas, entorno a 0.2 Mpa, se considera que el ala trabaja correctamente. En cualquier caso, dada la gran diferencia de tensiones observada, se considera que el final de los tubos es el punto más desfavorable del ala y habrá que reforzarlo. Se propone que esa zona del ala se pegue una lámina de fibra de carbono con suficiente superficie para distribuir lo mas homogéneamente posible las tensiones.

## 2.9. Estudio aerodinámico.

Por último, para verificar que el diseño de la aeronave es factible desde el punto de vista aerodinámico se hace uso de la herramienta utilizada durante la asignatura de Aerodinámica I *JavaFoil* [25]. Esta herramienta facilita el manejo y cálculo de las principales variables aerodinámicas que son necesarias determinar para obtener una aproximación del valor de sustentación y de rozamiento que el *SolarÍO* tendrá. De este modo, introduciendo el NACA del perfil alar que se desee analizar, el *JavaFoil* dibuja automáticamente el perfil en 2D y permite sacar gráficas de un modo bastante sencillo. Además, cabe añadir también que se tratan de cálculos realizados sin tener en cuenta el fuselaje ni el efecto suelo y por tanto se utilizarán tan solo como aproximación para determinar si el diseño es adecuado para hacer volar al *SolarÍO* correctamente.

Para el caso del *SolarÍO*, los valores que se pueden observar en la tabla 2.5 son introducidos en el programa:

Familia	NACA de 4 dígitos
Número de puntos	81
Espesor máximo t/c	12
Curvatura máxima f/c	4
Situación de la curvatura máxima xf/c	40

Tabla 2.5: Medidas del perfil alar del *SolarÍO*.

De este modo se obtiene un perfil NACA 4412 como el que se puede apreciar en la Figura 2.20:

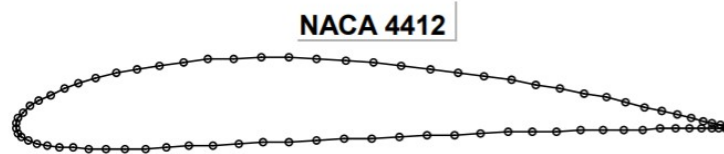


Figura 2.20: Perfil alar NACA 4412 del *SolarÍO*.

Para obtener resultados, se prepara un estudio en el que se calculen los valores de los coeficientes de sustentación, arrastre y presión para diferentes valores del ángulo de ataque, lo que nos permitirá también determinar cuál es el ángulo de entrada en pérdida. Los resultados de este estudio se muestran en la Tabla 2.6

$\alpha$ (°)	Cl	Cd	Cp
0	0.516	0.01292	-0.784
2	0.75	0.01424	-0.997
4	0.98	0.01615	-1.375
6	1.197	0.01892	-2.3
8	1.38	0.02731	-3.719
10	1.513	0.03475	-5.378
12	1.342	0.09247	-7.268
14	1.348	0.12083	-9.38

Tabla 2.6: Valores de los principales coeficientes aerodinámicos del *SolarÍO*.

Como se puede observar de la Tabla 2.6, el valor del coeficiente de sustentación cuando el ángulo de ataque es nulo, adquiere un valor de 0.516, lo que nos permitirá haciendo uso de la ecuación de la sustentación calcular el valor de la misma. Además, tal y como se puede observar en esta misma tabla, aproximadamente para un valor del ángulo de ataque de 10°, se produce el fenómeno de entrada en pérdida ya que aquí el valor del coeficiente de sustentación comienza a disminuir. Esto se debe a que a medida que el ángulo de ataque aumenta, tanto la sustentación como la resistencia generadas por el perfil alar aumentan, hasta que la capa límite se desprende, perdiendo de este modo sustentación y produciéndose el fenómeno de entrada en pérdida. Esto se puede observar con más detalle en la Figura 2.21. Donde se puede observar la curva polar y la evolución del coeficiente de sustentación con el ángulo de ataque para diferentes valores del número de Reynolds.

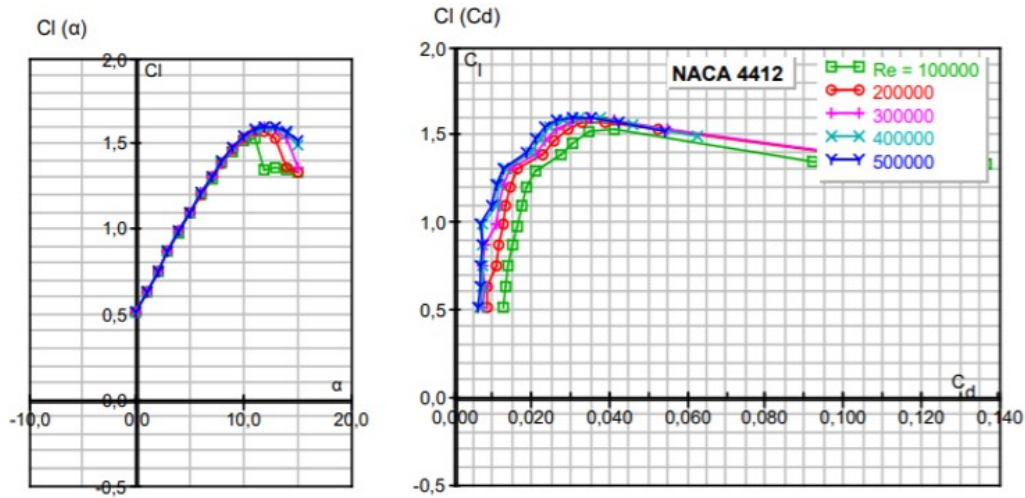


Figura 2.21: Evolución del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque y curva polar para diferentes valores del número de Reynolds respectivamente del perfil NACA 4412.

Por último, haciendo uso de la fórmula de la sustentación (2.5) la cual se presenta a continuación:

$$F_L = 1/2 \cdot \rho \cdot C_L \cdot A_{\text{wing}} \cdot v_{\text{air}}^2 \quad (2.19)$$

Con esto y sabiendo que  $v_{\text{air}} = 8,6\text{m/s}$ ,  $\rho = 1,225\text{kg/m}^3$ ,  $C_L = 0,516$  y que  $A_{\text{wing}} = 2,4\text{m}^2$  se obtiene que:

$$F_L = 56,1\text{N} \quad (2.20)$$

Por tanto, a la velocidad crucero del *SolarÍO* que es aproximadamente 30 km/h, la aeronave será capaz de levantar unos 5.7 kg de masa, que permite hacer volar sobradamente a la aeronave ya que esta pesará aproximadamente unos 4 kg.

Además, el punto de entrada en pérdida se produce aproximadamente con un ángulo de ataque de  $10^\circ$ , el cual es un valor bastante aceptable para este tipo de aeronaves. Además esto se puede tener en cuenta para futuras versiones del *SolarÍO* en las que si es necesario aterrizar en menos espacio, se podría modificar el diseño del mismo para ser capaces de incluir unos flaps que permitan volar a velocidades más bajas sin entrar en pérdida.

Por último, es importante recalcar también que el añadir estos flaps ayudaría a la aeronave a despegar con menos esfuerzo lo que podría ser beneficioso en aquellos casos en los que la carga de pago sea mayor que la esperada y que por tanto se requiera una mayor velocidad de despegue que para los datos actualmente calculados.

# Capítulo 3

## Sistemas Electrónicos

### 3.1. Equipamiento solar

En lo que respecta al equipamiento solar, cabe destacar que se trata de una parte muy cara dentro del UAV. Sin embargo, son estos componentes los encargados de que el vuelo perpetuo pueda ser llevado a cabo y es necesario comprar equipamiento de altas prestaciones como placas solares con altos valores de eficiencia que permitan conseguir un voltaje e intensidad suficientes que permitan ahorrar peso y energía. En este aspecto, la elección de placas solares queda acotado especialmente por las dimensiones que estas pueden tener (sobretudo queda acotado por la cuerda alar del *SolarÍO*). Por tanto, las placas solares deben medir como máximo unos 0.4 m de alto. Se escogen en este sentido el modelo Maxeon 3 (Gen E, Gen III 66) Je3A Cells [26], cuyas características se pueden observar en la Tabla 3.1.

<b>Eficiencia</b>	20.27 %-22.49 %
<b>Potencia Máxima</b>	3.14W-3.48W
<b>Material</b>	Silicona monocristalina
<b>Área</b>	155cm <sup>2</sup>
<b>Peso</b>	6.6 g
<b>Espesor</b>	150 micron

Tabla 3.1: Características de las placas solares del SolarÍO.

Además, las dimensiones de la placa se observan a continuación en la Figura 3.1

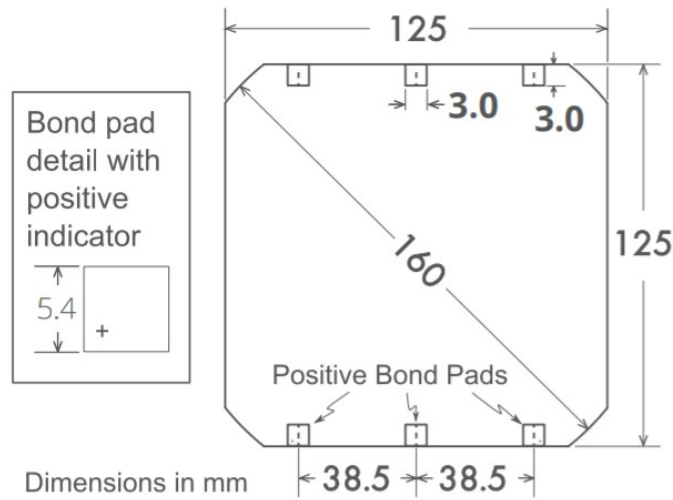


Figura 3.1: Dimensiones de las placas solares del *SolarÍO*.

Además, estas placas solares cuentan con las siguientes especificaciones energéticas que se pueden apreciar en la tabla 3.2 [26].

<b>Características eléctricas de las placas solares Maxeon GEN III en condiciones estándar (STC: 1000W/m<sup>2</sup>, AM 1.5G 25°C)</b>	
<b>P<sub>mpp</sub> (W<sub>p</sub>)</b>	3.72
<b>Eficiencia (%)</b>	24.3
<b>V<sub>mpp</sub> (V)</b>	0.632
<b>I<sub>mpp</sub> (A)</b>	5.89
<b>V<sub>oc</sub> (V)</b>	0.73
<b>I<sub>sc</sub> (A)</b>	6.18

Tabla 3.2: Especificaciones de las placas solares modelo Maxeon GEN III en máximo rendimiento [26]

De esta forma, debido a que la semienvergadura del *SolarÍO* es de 1547 mm, se podrán colocar un total de 16 placas solares en cada semiala y por tanto un total de 32 placas solares en toda la aeronave, lo que sumaría un total de 212 gramos en placas solares tal y como se puede apreciar en la Figura 3.2.



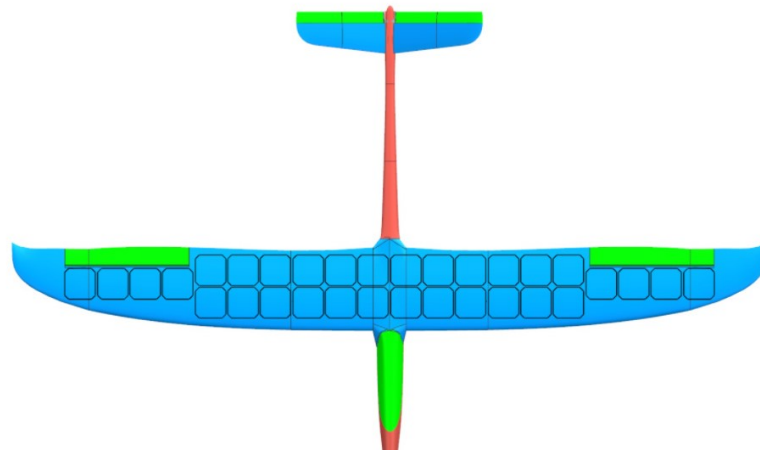


Figura 3.2: Distribución de las placas solares a lo largo del ala del *SolarÍO*.

Tal y como se puede apreciar en la Tabla 2.2, cuando las condiciones ambientales son óptimas se puede alcanzar una intensidad máxima de 6.18 A, pero con un voltaje de 0V o un voltaje máximo de 0.73 V con una intensidad de 0 A. El punto intermedio es el que interesa ya que es cuando la potencia suministrada por las placas solares es máximo. En la Figura 3.3 se puede apreciar lo anteriormente descrito, si la intensidad es máxima, el voltaje será nulo y viceversa.

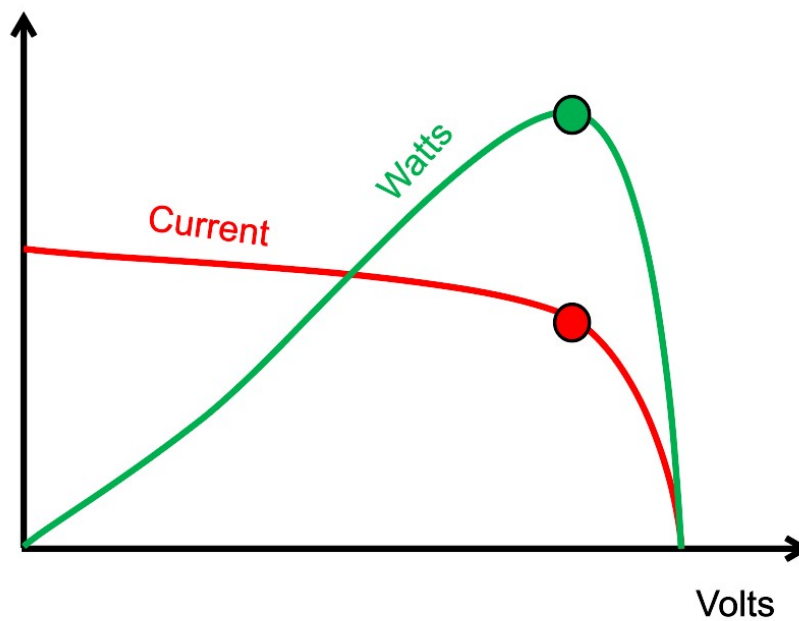


Figura 3.3: Ejemplo de Voc vs Isc.

No obstante, la Figura 3.3 solo sucede en situaciones óptimas y lo más probable es que esta gráfica vaya variando en función del tiempo y no sea siempre igual, un ejemplo más realista de este tipo de distribuciones se puede apreciar en la Figura 3.4.

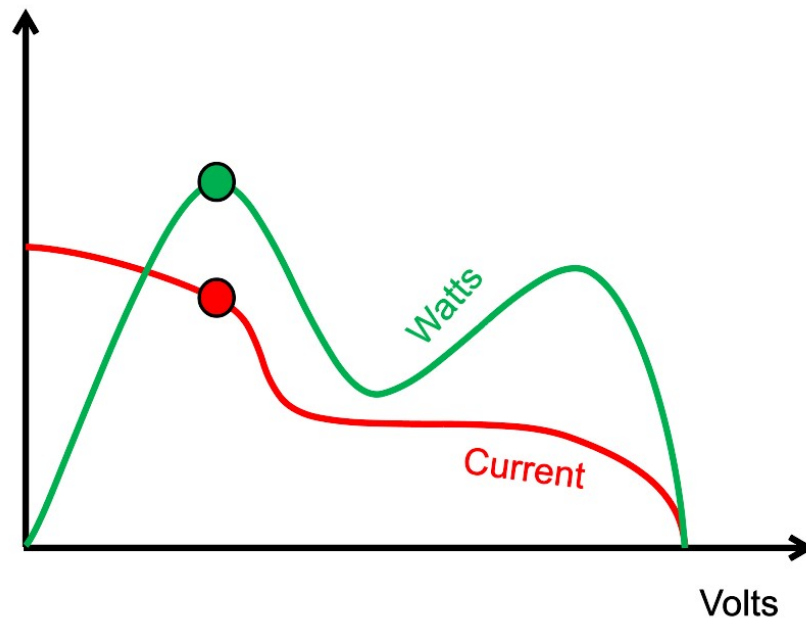


Figura 3.4: Ejemplo de Voc vs Isc en un caso más realista.

Debido a que estas gráficas van variando en función del momento del vuelo ya que la radiación solar recibida en las placas solares no es siempre la misma, el punto donde la máxima potencia se consigue no es siempre el mismo y se va modificando. Por este motivo, es importante utilizar un dispositivo que monitorice estos datos y que decida qué porcentaje de la energía se destina a la generación de voltaje y cuánto se destina a la generación de intensidad, de modo que el producto de ambas genere la máxima potencia posible y pueda suministrar la máxima cantidad de energía al sistema propulsivo o la batería de la aeronave.

Un dispositivo que es capaz de desempeñar la función previamente descrita es el regulador MPPT (por sus siglas en inglés Maximum Power Point Tracker). El MPPT es una técnica que se utiliza comúnmente con turbinas eólicas y sistemas solares fotovoltaicos (PV) para maximizar la extracción de energía en todas las condiciones. Aunque se aplica principalmente a la energía solar, el principio se aplica generalmente a fuentes con potencia variable: por ejemplo, transmisión de potencia óptica y termofotovoltaica. Los sistemas solares fotovoltaicos existen en muchas configuraciones diferentes con respecto a su relación con los sistemas inversores, redes externas, bancos de baterías u otras cargas eléctricas.

Independientemente del destino final de la energía solar, el problema central abordado por MPPT es que la eficiencia de la transferencia de energía desde la celda solar depende de la cantidad de luz solar que cae sobre los paneles solares, la temperatura del panel solar y las características eléctricas de la carga. A medida que varían estas condiciones, cambia la característica de carga que proporciona la mayor eficiencia de transferencia de potencia. La eficiencia del sistema se optimiza cuando la característica de carga cambia para mantener la transferencia de potencia a la máxima eficiencia. Esta característica de

carga se denomina punto de máxima potencia (MPP). MPPT es el proceso de encontrar este punto y mantener la característica de carga allí.

Los circuitos eléctricos se pueden diseñar para presentar cargas arbitrarias a las celdas fotovoltaicas y luego convertir el voltaje, la corriente o la frecuencia para adaptarse a otros dispositivos o sistemas, y MPPT resuelve el problema de elegir la mejor carga que se presentará a las celdas para obtener el poder más utilizable.

Las células solares tienen una relación compleja entre la temperatura y la resistencia total que produce una eficiencia de salida no lineal que se puede analizar en función de la curva I-V 3.3 y 3.4. El propósito del sistema MPPT es muestrear la salida de las celdas fotovoltaicas y aplicar la resistencia (carga) adecuada para obtener la máxima potencia para cualquier condición ambiental dada. Los dispositivos MPPT generalmente se integran en un sistema convertidor de energía eléctrica que proporciona conversión, filtrado y regulación de voltaje o corriente para impulsar varias cargas, incluidas redes eléctricas, baterías o motores. [27]

Para dicho propósito, se selecciona el regulador MPPT comercial Genasun GV-10 Lithium 12.5 Volt MPPT [28]. Las especificaciones de este componente se adjuntan en el anexo 8.4.

Gracias a este tipo de componentes, y más concretamente el Genasun GV-10, se consigue sacar un rendimiento de incluso un 60 % mayor a las placas solares que si estas fueran conectadas directamente al circuito eléctrico del UAV.

Por otra parte, en la Figura 3.5 se puede observar con mayor claridad cuál es el funcionamiento del circuito planteado.

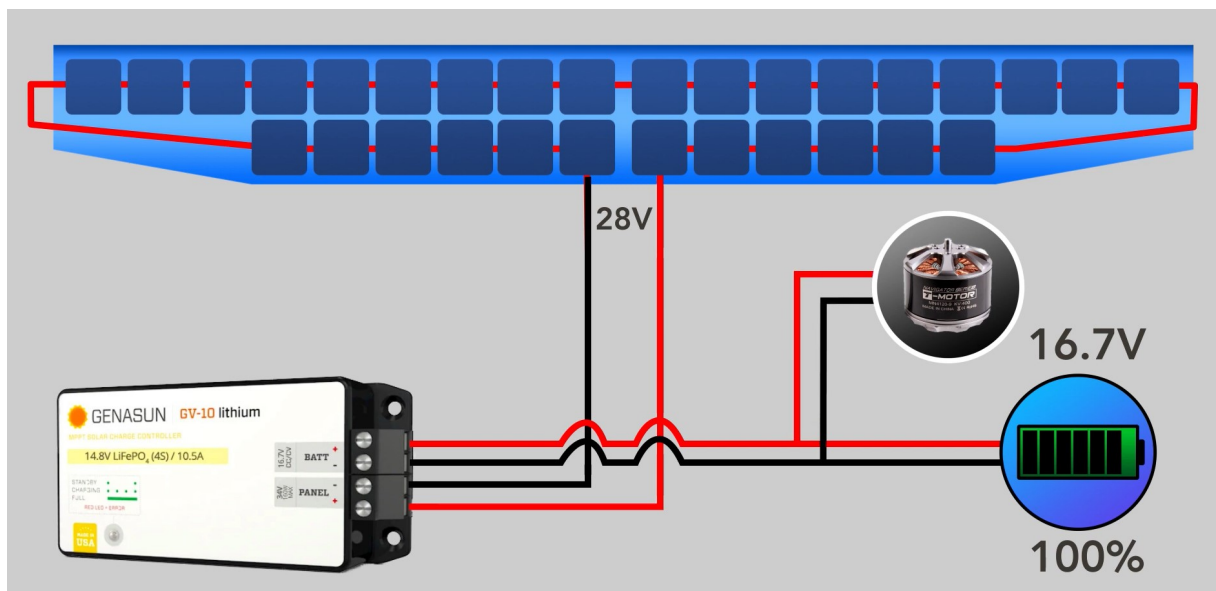


Figura 3.5: Conexión del MPPT al circuito del *SolarÍO*

En la Figura 3.5 se puede ver que las placas solares del ala del *SolarÍO* van conectadas en serie al regulador MPPT. Este, mientras la batería de la aeronave no se encuentre al

100 % de carga se dedicará a utilizar la electricidad proveniente de la radiación solar para recargar la batería de la aeronave.

Además también monitoriza la cantidad de radiación solar que las placas solares generan y optimiza su uso de forma que se genere la mayor potencia posible tal y como se ha descrito previamente. Una vez la batería se encuentra cargada al 100 %, el regulador MPPT dejará de suministrar energía a la batería y se encargará de que toda la energía generada por las placas solares pase al variador y motor de la aeronave y si la radiación solar es lo suficientemente intensa, será capaz de ser suficiente para alimentar por completo al motor sin ayuda de la batería de la aeronave. En caso contrario, la batería ayudará a alimentar al motor de la aeronave y durante las horas de vuelo nocturnos, será la encargada de alimentar por completo todos los sistemas del *SolarÍO*.

### 3.2. Sistema de control

Para permitir un vuelo fiable de larga duración, el subsistema de aviónica está diseñado para ofrecer simplicidad, robustez y bajo consumo de energía. Para ello se utilizará la placa controladora de software abierto Pixhawk PX4 [29] que cumplirá la función de piloto automático en el *SolarÍO*, la cual se trata de un proyecto iniciado en la ETH de Zurich. Esta placa controladora, que puede ser apreciada en la Figura 3.6 proporciona un sistema operativo en tiempo real y cuenta con un microprocesador Cortex M4F de 168 MHz con 192 KB de RAM.



Figura 3.6: Placa controladora Pixhawk

Junto a esta, se requiere el uso de un GPS que monitorice en todo momento la posición en tiempo real del *SolarÍO*, para ello se selecciona el modelo CubePilot Here 3, tal y como se aprecia en la figura 3.7 el cual ya ha sido probado su correcto funcionamiento en anteriores aeronaves [30].



Figura 3.7: GPS utilizado en el *SolarÍO*

Además la aeronave cuenta con 4 micro-servos de la marca EMAX que permiten obtener una fuerza de hasta 1.6 kg [31]. Estos servos se colocarán 2 en los alerones y los otros 2 en la cola en V.

Los servos sin escobillas proporcionan retroalimentación de posición sin contacto, protección contra salpicaduras de agua IP67, interferencia electromagnética (EMI) blindaje y un sistema de protección de sobrecarga del motor. Para evaluar la confiabilidad de el sistema de actuación durante un vuelo de varios días, los servos Emax se operaron con éxito en un banco de pruebas de servo durante 30 días bajo cargas equivalentes de vuelo



Figura 3.8: Micro-servos de la marca EMAX utilizados en el *SolarÍO*

Por último, se utilizará como emisora la Taranis QX7, que de origen trabaja en 2.4 GHz, sin embargo, una de las ventajas de esta emisora es que cuenta con un módulo extraíble que permite intercambiar el emisor de señal. De este modo, se incorporará a la emisora un módulo de largo alcance de la marca DragonLink [32] que trabaja a 433 Mhz y a una potencia de 1000 mW dotando a la aeronave de un alcance de más de 50 km. En la Figura 3.9 se puede apreciar tanto el módulo con su respectiva antena de 433 Mhz como el receptor de señal.

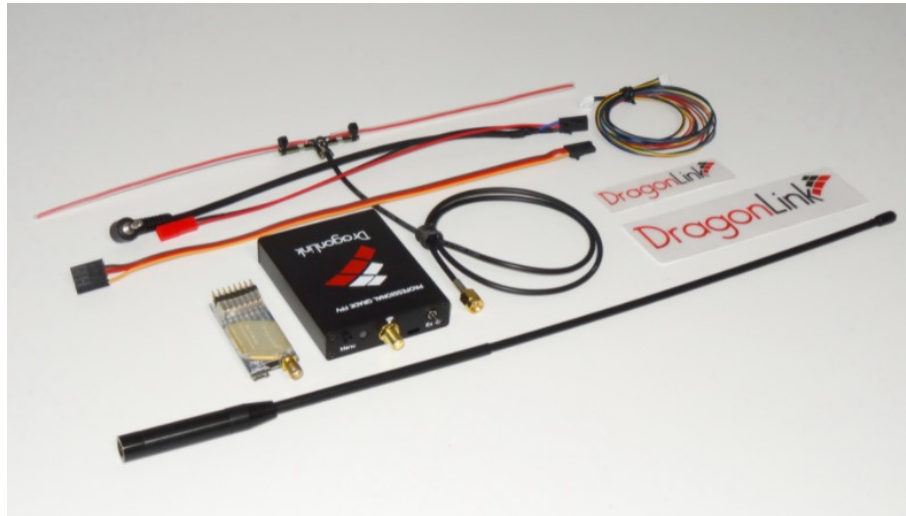


Figura 3.9: Sistema de largo alcance Dragon Link que permite controlar un UAV desde más de 50 km de distancia.

Por último, es importante mencionar que también es necesario un respectivo equipo de emisión de vídeo que permita al piloto controlar la aeronave manualmente en caso de que la misión autónoma fallase. Es decir, el objetivo es que la aeronave vuele de forma autónoma, sin embargo podría darse la situación en la que se requieran las habilidades de un piloto ya que la placa controladora Pixhawk podría tener algún tipo de error. Para ello, es necesario instalar una pequeña cámara FPV (First Person View) en la aeronave, junto a un emisor de vídeo y el respectivo receptor. Además, es importante contar con una pantalla o unas gafas FPV que permitan al piloto visualizar la imagen. El equipo más idóneo y testeado en estos casos se adjunta a continuación.

En cuanto a gafas FPV, las más recomendables son las Fatshark HDO2 [33], las cuales se pueden observar en la Figura 3.10:



Figura 3.10: Gafas FatShark utilizadas por el piloto de la aeronave.

En lo que respecta al sistema de vídeo, es recomendable el uso de una cámara lo más pequeña posible que permita reducir el peso al máximo, ejemplo de esto son los múltiples

modelos que existen de la marca FOXEER [34]. Tal y como se aprecia en la Figura 3.11, se escoge como cámara el modelo T-REX Mini de foxeer debido a que permite sacar imágenes con alta definición y con un bajo peso.



Figura 3.11: Cámara de la marca FOXEER que servirá para mandar la señal de vídeo del SolarÍO

Por último es necesario escoger un sistema de emisión de vídeo que permita enviar la imagen de la aeronave al piloto con una baja latencia y a largas distancias. Por esto, se escoge un sistema analógico en detrimento de los digitales, ya que a pesar de que los últimos tienen una mayor calidad de imagen, la latencia es mucho mayor y es importante que la aeronave sea rápidamente sensible a las señales enviadas por el piloto. Además, existen dos tipos de emisores de vídeos analógicos, aquellos que funcionan a 5.8 GHz y los que funcionan a 1.2 GHz. Debido a que estos últimos tienen mucho más alcance que los de 5.8 GHz estos son los seleccionados para ser los emisores de vídeo de nuestra aeronave. En este sentido se escoge el modelo de Tarot de 600 mW [35] como se puede apreciar en la Figura 3.12



Figura 3.12: Emisor de vídeo de la marca Tarot.



### 3.3. Sistema de propulsión

Primero de todo, es importante mencionar que el componente más limitante de toda la aeronave se trata de la batería seleccionada. Esto se debe a que se trata de un componente muy caro, el cual será el encargado de suministrar la energía necesaria con la potencia suficiente que alimente a todos los componentes de la aeronave. El equipo de Generación Espontánea Hyperloop ha cedido baterías de otras competiciones a este proyecto, las cuales cumplen sobradamente con los requisitos mínimos necesarios para este UAV y por tanto este modelo será el seleccionado para el *SolarÍO*. Concretamente se seleccionan las baterías de la marca Quantum, el modelo 6S (22.2 de voltaje nominal) y 3000 mAh que se puede observar en la Figura 3.13



Figura 3.13: Batería Quantum 6S

Estas baterías se tratan de un sistema de almacenaje de energía bastante peligroso y hay que tener ciertas medidas de precaución para evitar posibles accidentes.

Es fundamental que todas las celdas de una batería LiPo mantengan el mismo voltaje en todas las celdas en todo momento. Si los voltajes a través de las celdas se desvían demasiado entre sí (5mV - 10Mv), la batería puede volverse inestable y peligrosa. Además es necesario utilizar siempre una bolsa de seguridad LiPo a prueba de fuego, una caja de munición de metal u otro recipiente a prueba de fuego cuando se esté cargando, descargando o almacenando las baterías LiPo. Si bien los incendios de LiPo son raros, pueden ocurrir increíblemente rápido y pueden causar mucho daño. Todo lo que se necesita es un cortocircuito interno para apagar la batería. No hay forma de predecir cuándo sucederá. Suele ocurrir con más frecuencia cuando las baterías están completamente cargadas, sobrecargadas o mientras se descargan, pero puede ocurrirle a cualquier LiPo en cualquier momento.

Las especificaciones de esta batería se pueden observar en la siguiente Tabla 3.3.

<b>Especificaciones técnicas de las Quantum 6S</b>	
<b>Voltaje Nominal (V)</b>	22.2
<b>Voltaje Máximo (V)</b>	25.2
<b>Capacidad (mAh)</b>	3000
<b>Culombios de Descarga Constante (C)</b>	30 (90A)
<b>Culombios Máximos de Descarga (C)</b>	60 (180A)
<b>Máxima Velocidad de Carga (C)</b>	5
<b>Conector</b>	XT-60
<b>Cable</b>	AWG12
<b>Peso (g)</b>	432

Tabla 3.3: Especificaciones de la batería escogida para el *SolarÍO* [36]

En lo que respecta al sistema de propulsión del *SolarÍO*, es importante seleccionar un motor que genere el empuje necesario con el mínimo consumo posible. Para ello también es muy importante ceñirse a las recomendaciones del fabricante en cuanto a la hélice recomendada ya que de lo contrario los consumos podrían dispararse pudiendo dañar el propio motor, el variador o incluso la batería hasta incluso romperlos.

Este tipo de motores son del tipo sin escobillas. Los antiguos motores con escobillas cuentan con unos hilos metálicos que giran con el rotor del motor eléctrico, los cuales rozan con las bobinas y de este modo hacen girar el rotor. Estos motores tienen la ventaja de que son mucho más simples desde el punto de vista electrónico que ya que no requieren de un variador (ESC) para funcionar, sin embargo su ciclo de vida es mucho menor porque las escobillas se acaban desgastando y son mucho menos precisos.

Para ello, se selecciona como motor el modelo XM2844EG-10 de la marca Dualsky [36]. Este cuenta con las especificaciones que se pueden observar en la Tabla 3.4. Además se adjunta una foto del motor seleccionado tal y como se puede apreciar en la Figura 3.14



Figura 3.14: Motor de la marca Dualsky, concretamente el modelo XM3844EG-10.

Especificaciones técnicas del motor DualSky XM3844EG-10	
RPM	970
Peso (g)	161
Diámetro (mm)	32 cara frontal, 38 cuerpo
Torque (mNM)	50
Número de celdas	3S-6S
Máxima Eficiencia	88.3 %
Máximo Empuje (g)	4300

Tabla 3.4: Especificaciones del motor escogido para el *SolarÍO* [36]

Tal y como se puede apreciar en la Figura 3.14 se trata de un motor inrunner, por lo que no existe peligro de que la campana del motor roce con la parte interior del fuselaje de la aeronave y por tanto se trata de un modelo de motor idóneo para UAV's del tipo gliders. Además al tratarse de un motor brushless (es decir no tienen escobillas) es necesario conectarlo a un regulador electrónico (ESC por sus siglas en inglés) o variador que controle la velocidad de giro del mismo. Es importante seleccionar uno que sea compatible tanto con el voltaje de la batería como con la intensidad que el motor vaya a consumir. Por tanto, los requisitos quedan fijándonos en [36] y que la batería seleccionado es de 6S (22.2 V) se selecciona un variador de la marca Hobbywing, concretamente el modelo Platinum de 80 amperios tal y como se puede apreciar en la Figura 3.15



Figura 3.15: Variador de la marca Hobbywing de 80 amperios.

Las especificaciones del variador se pueden apreciar en la siguiente Tabla 3.5 [37].

Especificaciones técnicas del Hobbywing de 80 Amperios	
Máximos Amperios Constantes (A)	80
Pico de corriente (A)	100
Brushless	Si
BEC	Si
Voltaje del BEC	5-8V, 10 A
Dimensiones (mm)	84.3x38.2x20.4
Peso (g)	97

Tabla 3.5: Especificaciones del variador escogido para el SolarÍO [37]

Además, este modelo de variador concretamente como se puede apreciar en la Tabla 3.5 cuenta con BEC. Este elemento del variador se encarga de reducir el voltaje de la batería a un voltaje seleccionado de entre 5 a 8 voltios con una intensidad máxima de 10 Amperios. Esto es muy interesante ya que toda la electrónica que no forma parte del sistema de propulsión funciona a un menor voltaje ya que su consumo es mucho menor. Gracias a este elemento no es necesario incluir en el sistema una segunda batería de menor voltaje para alimentar el resto de componentes y consigue ahorrar mucho peso dentro del SolarÍO.

Por último, en lo que respecta a la hélice, se consulta el manual del motor de la marca Dualsky para determinar con qué hélice se recomienda utilizar este motor para poder sacar su mayor rendimiento sin quemar ni el motor ni el variador por un incremento excesivo de la intensidad. Por este motivo se escoge una hélice de la marca AeroNaut de fibra de carbono como se puede apreciar en la Figura 3.16.[38].



Figura 3.16: Hélice escogida para el SolarÍO.

Por tanto, la configuración del SolarÍO quedaría del siguiente modo, tal y como se aprecia en la Figura 3.17:

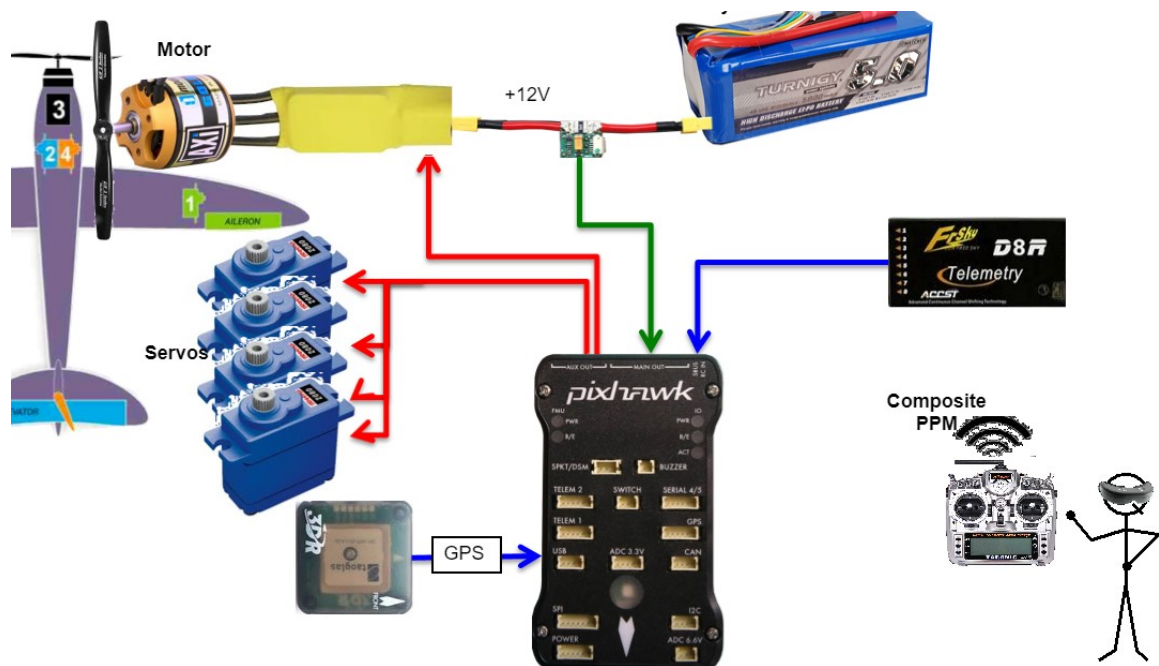


Figura 3.17: Diagrama de las conexiones de los diferentes componentes del SolarÍO.

# Capítulo 4

## Materiales, procesos y equipos

Una de las características principales del *SolarÍO* es que se trata de un UAV fabricado haciendo uso de la tecnología aditiva 3D. Este tipo de fabricación permite obtener piezas complejas de un modo sencillo, sin embargo la principal limitación reside en los materiales con los que se puede realizar este tipo de fabricación y el propio tamaño de los componentes que se pueden imprimir.

En este trabajo de fin de grado, se propone un proceso de fabricación aditiva que se caracteriza por utilizar un relleno de giroides para mejorar las propiedades mecánicas de las partes impresas, con el objetivo de aproximarse a las propiedades mecánicas de piezas fabricadas con materiales más tradicionales como la madera de balsa, que permitan de este modo mejorar sus propiedades cuando nuevos materiales más modernos salgan al mercado de la impresión 3D.

### 4.1. Fabricación aditiva

Al contrario que la tradicional fabricación sustractiva, los procesos de fabricación aditiva (FA) están basadas en aporte de material, en lugar de la sustracción. Con la FA o impresión en 3D se construyen objetos añadiendo material de una capa a la vez, y cada capa subsiguiente se une a la capa anterior hasta que la pieza esté completa.

La tecnología de la Fabricación Aditiva está basada (AM) se basa en añadir material capa por capa para construir un modelo geométrico y son conocidas también como impresión 3D. Las tecnologías más comunes son el modelado por deposición fundida (FDM), la sinterización selectiva por láser (SLS) y la fusión selectiva por láser (SLM), la estereolitografía (SLA) y la inyección de material (MJ). Estas diferentes tecnologías pueden procesar muchos materiales diferentes, desde plásticos hasta metales. En [39], los profesores Wang y Hernández hacen una revisión de las principales técnicas usadas hoy en día en la industria, destacando las de polímeros por su gran abanico de posibilidades y su bajo coste en comparación con las tecnologías de AM para metales. Las ventajas de la fabricación aditiva frente a las tecnologías convencionales de sustracción de material son evidentes y han cambiado la forma de diseñar y pensar de los ingenieros de producción, entre las más destacadas podemos citar la producción de piezas individuales y la integración de

funciones sin coste adicional o la producción de geometrías denominadas imposibles de producir con tecnologías convencionales. Las expectativas de crecimiento son muy altas, sobre todo en sectores como el aeroespacial o la automoción.

Este trabajo de fin de grado se centra en la mejora de los sistemas de fabricación de componentes para UAVs mediante la tecnología Fused Deposition Modeling (FDM). Dado que el proceso FDM es relativamente simple y no requiere componentes costosos, hay disponibles impresoras FDM de bajo coste, lo que explica su popularidad. Hay muchos modelos de escritorio FDM, así como sistemas de impresión profesionales. En [40] se ofrece una descripción general del proceso de FDM y los desarrollos recientes en este campo.

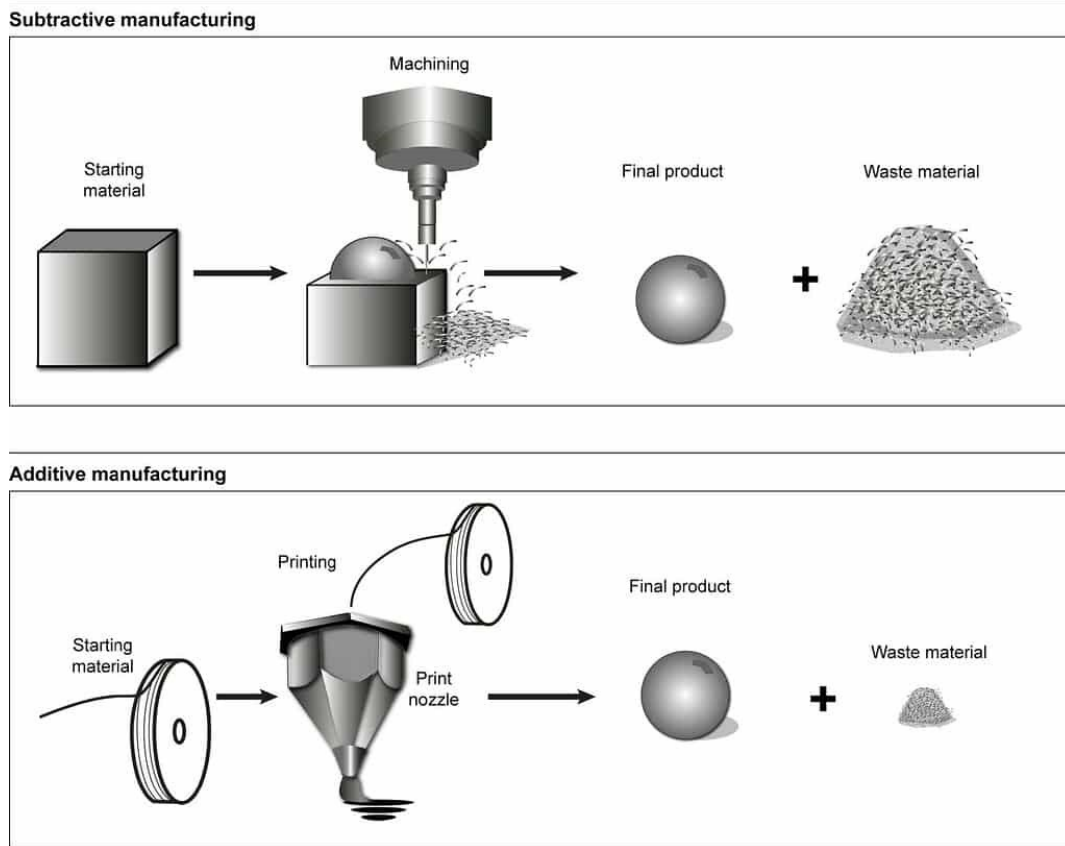
La fabricación aditiva y los procesos de sustracción a pesar de tratarse de procesos conceptualmente distintos comparten muchas de sus tecnologías. Ambas crean piezas a partir de modelos guardados y diseñados en CAD, los procesos de preparación para la fabricación con ambos tipos de técnicas comparten el hecho de que ambas están automatizadas y un software planifica el trabajo a realizar facilitando de este modo muchísimo la fabricación. Además tanto las piezas fabricadas con CNC como las impresas en 3D a menudo requieren de limpieza para mejorar su acabado y mejorar las propiedades finales del material antes de estar preparadas para su uso.

En lo que respecta a la impresión 3D, es importante destacar que se trata de un proceso de fabricación excelente para una gran gama de aplicaciones en el sector de la ingeniería como la fabricación de prototipos, utillajes o modelos de fundición. Además, este tipo de impresoras dan una gran libertad a la hora de realizar un diseño y permiten crear diseños más complejos que resultarían imposibles o muy costosos de fabricar con otro tipo de procesos de producción

No obstante, cuando se requieren lotes grandes de producción, debido a la lentitud de los procesos de fabricación aditiva, los procesos sustractivos resultan ser más eficientes y competitivos. Además, cabe añadirse que no únicamente sucede con grandes lotes de producción, cuando se trata de fabricar elementos de gran tamaño, la impresión 3D también resulta ser menos competitiva en este sentido.

Por último, debido a la gran variedad de acabados y superficies que la fabricación por sustracción ofrece, normalmente cuando tolerancias estrictas son necesarias, este tipo de producción suele ser también más eficiente. En la Figura 4.1 se puede observar una pequeña comparativa entre la fabricación aditiva y las sustractiva.





Sources: GAO (analysis); Art Explosion (images). | GAO-16-56

Figura 4.1: Fabricación aditiva vs fabricación sustractiva. [41]

En la producción, los procesos de sustracción y aditivos a menudo se complementan entre sí para la producción de utillajes, plantillas, equipos, soportes, moldes y modelos. Los fabricantes suelen utilizar piezas de plástico moldeado en 3D para piezas rápidas, personalizadas, de bajo volumen o de recambio, y eligen procesos de sustracción de gran volumen o piezas sujetas a un esfuerzo mecánico más extremo.

El uso de la fabricación aditiva y sustractiva da como resultado un proceso híbrido. Esto permite a los diseñadores y fabricantes de productos combinar la versatilidad y velocidad de la fabricación aditiva con la resistencia de las piezas sustraídas.

Una de las ventajas más evidentes de la FA es la reducción de material desperdiciado durante el proceso. En el caso del mecanizado, el volumen de material de la pieza mecanizada suele ser incluso menor que el desperdicio. Además, es posible hacer piezas más ligeras gracias a la posibilidad de hacer piezas totalmente huecas como se muestra en la Figura 4.2 o piezas de una gran complejidad que no se podrán fabricar con otra tecnología.

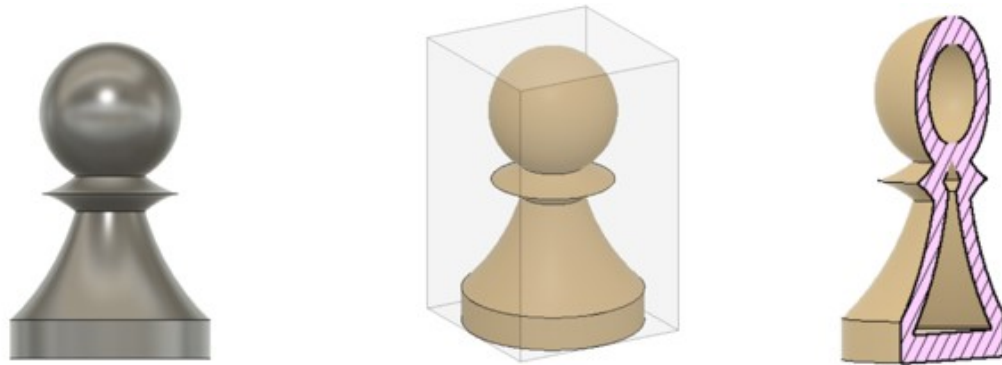


Figura 4.2: Posibilidad de aligeramiento de piezas y ahorro de material. [41]

Otra característica importante de la FA es que los costes de fabricación se ven poco afectados por el volumen de producción. Esto hace que sea un proceso competitivo para volúmenes de producción bajos, pero inviable para grandes producciones. En el caso de los procesos convencionales, las primeras unidades son muy caras, pero con el aumento del número de piezas a fabricar el coste se reduce de manera exponencial llegando a ser altamente competitivos. En la Figura 4.3 se muestra esta característica, donde podemos ver que el precio para series cortas es inferior en la manufactura aditiva. Es cierto también que el precio prácticamente no decae con el número de unidades, como sí ocurre con la manufactura sustractiva o la fabricación por inyección en molde o la deformación plástica.

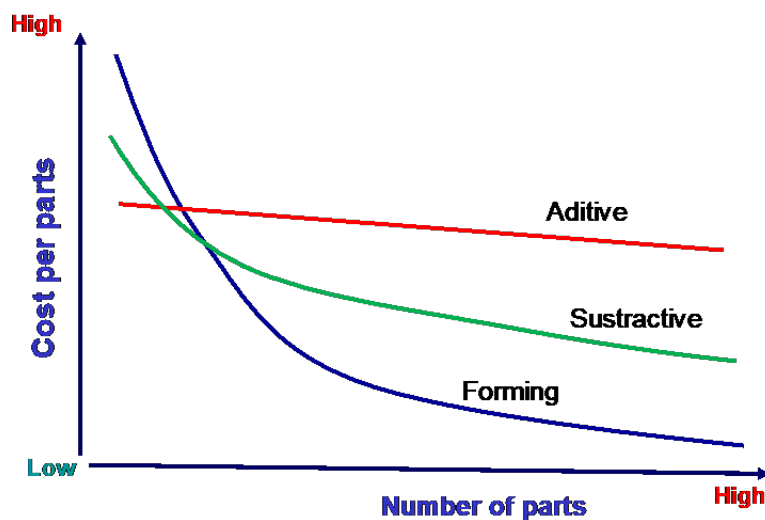


Figura 4.3: Coste de piezas en función del volumen de producción. [41]

Si tenemos en cuenta la complejidad de la pieza, la FA vuelve a ser un proceso muy competitivo, como se describe en la gráfica de la Figura 4.4. Sin embargo, cuando la cantidad de piezas a fabricar es considerable, no son procesos atractivos desde el punto de vista empresarial.

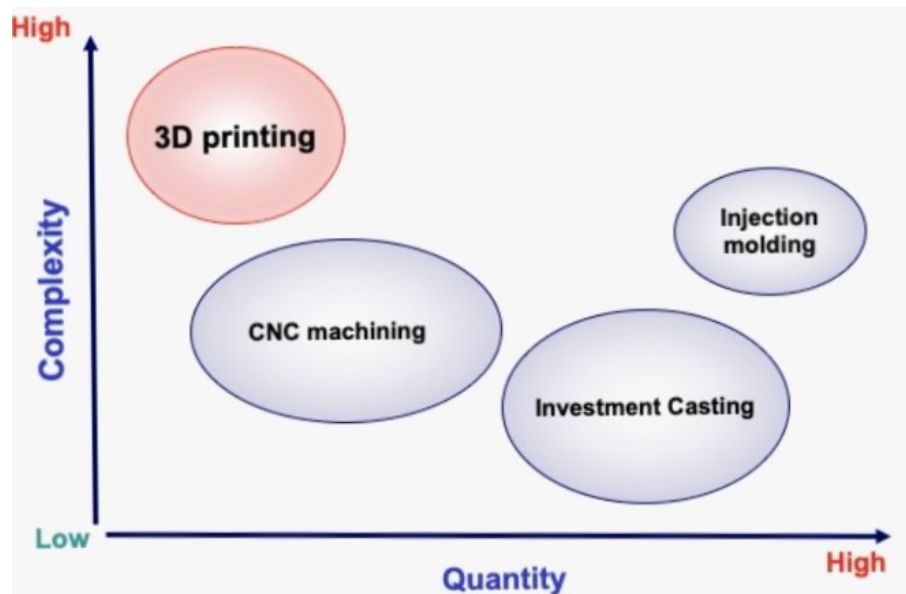


Figura 4.4: Campos de aplicación de la FA. [41]

Los procesos de conformado por FA son muy numerosos y cada uno de ellos utiliza tecnologías muy diferentes. Sin lugar a duda, el más popular es el conformado por deposición fundida (FDM, Fused Deposition Modeling). Los costes de material y de equipos es muy reducido. Empresas como Raise3D, Ultimaker o BCN3D fabrican equipos de muy buena calidad, con costes asequibles para tratarse de una máquina profesional y muy buen servicio post-venta. Otras marcas como Prusa están más orientadas al sector no profesional. Al igual que ocurre con las máquinas en sí mismas, el material empleado, que puede ir desde PLA hasta nylon o policarbonatos, ha reducido su coste a la par que ha aumentado su calidad en los últimos años. La variedad de materiales es enorme. Dependiendo de la aplicación podemos buscar un polímero barato, sin muchas pretensiones como el PLA, o podemos necesitar piezas resistentes a la abrasión como el PoliCarbonato. Si necesitamos una pieza flexible podemos usar TPU o TPE, mientras que si lo que necesitamos es un material muy ligero podemos emplear mezclas con fibra de carbono. Las impresoras 3D FDM en general son máquinas bastante fáciles de usar, sobre todo las de gama profesional. Esto hace posible que se pueda tener un pequeño centro de producción o prototipado en la propia empresa, sin necesidad de personal especialmente cualificado.

## 4.2. Tecnología de impresión 3D continua.

La impresión 3D continua o de Z infinita consiste en girar el plano de impresión XY entre  $15^\circ$  y  $45^\circ$  y se sustituye el eje Z por una cinta transportadora donde se deposita el filamento. Este tipo de impresión tiene ventajas que todavía no están exploradas a nivel industrial y que permiten hacer piezas que nos son posibles de imprimir con calidad con la tecnología convencional.

Concretamente, en la impresión 3D de componentes de aviones, se observan dos dificultades importantes, por un lado, las piezas suelen encerrar un volumen y necesitar la

fabricación de las piezas por partes o bien poner estructuras de soporte en su interior. Por otro lado, nos encontramos con piezas que generalmente tienen un tamaño que exceden las capacidades de las impresoras convencionales y nos vemos en la necesidad de imprimir porciones de piezas para luego pegarlas mediante procesos químicos. En la Figura 4.5 podemos ver cómo con la configuración tradicional del cabezal a  $90^{\circ}$  es posible hacer paredes con un ángulo máximo entre  $45^{\circ}$  y  $60^{\circ}$ , como se representa en la parte derecha de la figura. Sin embargo, con un a boquilla a  $45^{\circ}$ , es posible conseguir un ángulo de pared de hasta  $90^{\circ}$  como se representa en la parte izquierda de la Figura 4.5.

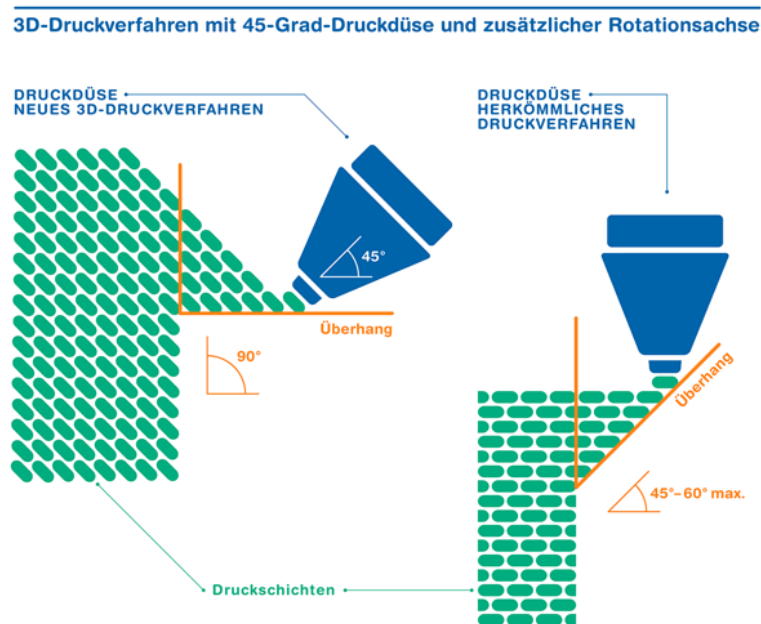


Figura 4.5: Impresión con cabezal a  $45^{\circ}$ . [42]

En el presente TFG se presenta una novedosa técnica de impresión en 3D que presenta varias innovaciones concretas. Por un lado, es posible imprimir piezas como el fuselaje de avión sin necesidad de estructuras de refuerzo, lo que permite reducir tiempos de impresión, costes y aumenta la resistencia mecánica de los componentes. Por otro lado, se pueden fabricar piezas de gran tamaño al poder utilizarse la técnica de Z infinita con la ayuda de una cinta transportadora sincronizada con la impresión. En este TFG se ha impreso el fuselaje del avión con una longitud de 1800mm en una única pieza de PLA.

Una de las principales limitaciones de la fabricación aditiva en general y en la industria aeroespacial en particular, es la impresión de voladizos. Como se puede apreciar en la Figura 4.6, hay un límite tecnológico en la impresión mediante DFM para imprimir ciertas geometrías.

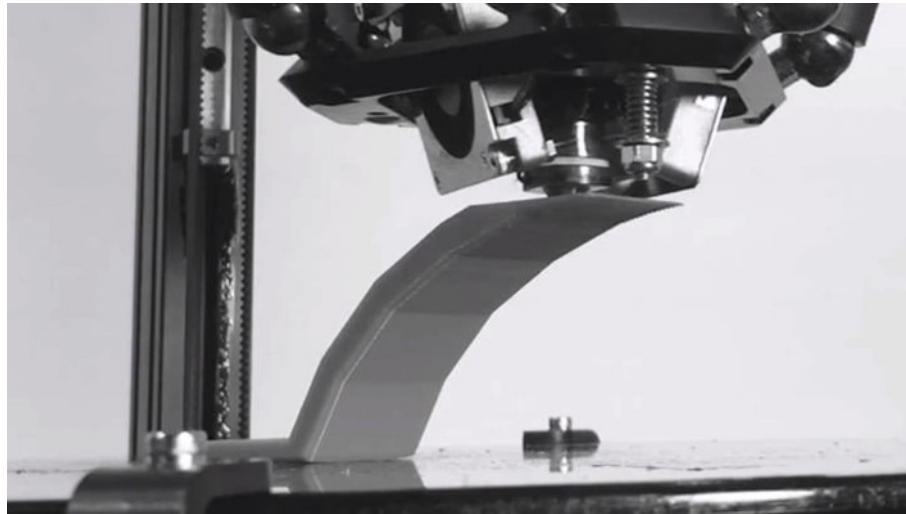


Figura 4.6: Impresión de voladizos.

Un voladizo (overhang) de impresión 3D es cualquier parte de una impresión que se extiende hacia afuera, más allá de la capa anterior, sin ningún soporte directo. En la Figura 4.7 se clasifican los voladizos atendiendo a su relativo tamaño. No es posible hacer un voladizo de cualquier tamaño, por lo que deberemos preparar una estrategia de impresión óptima o bien modificar la orientación de la pieza para reducir el tamaño de los voladizos.

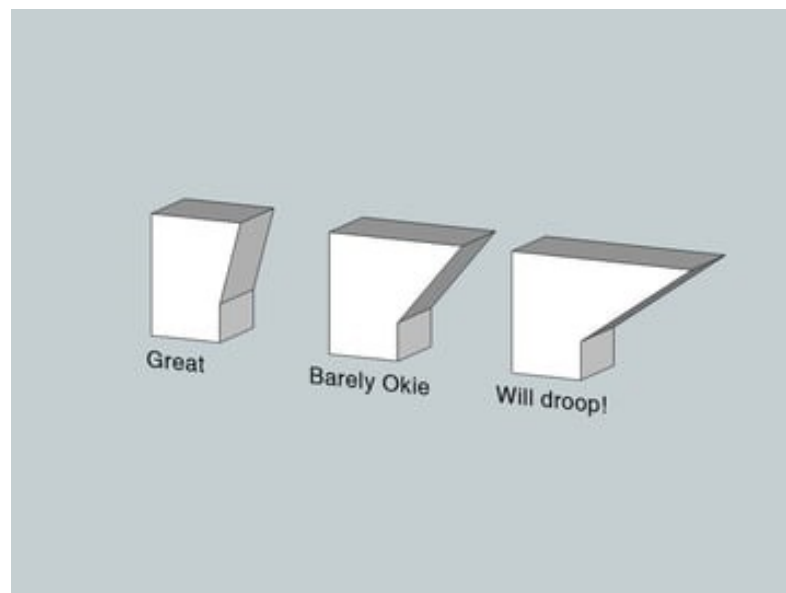


Figura 4.7: Clasificación de los voladizos.

En general, podemos decir que no es posible imprimir por FDM voladizos de más de 45° o 60° sin estructuras de soporte. La Figura 4.8 muestra la impresión de un test de voladizo donde se observan los problemas comentados de impresión defectuosa. Para

salvar este tipo de problemas se debe imprimir estructuras de apoyo para imprimir la pieza con una calidad mínima.

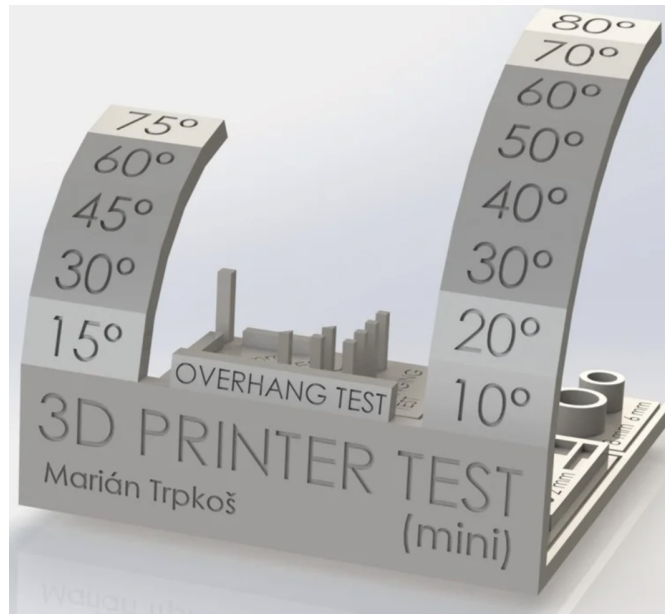


Figura 4.8: Modelo de patrón de impresión.

La impresión por FDM se basa en la deposición de un hilo de termoplástico entre 0.2 a 0.8mm de diámetro. Cada capa se va depositando sobre la anterior y la soldadura que se produce entre capa debe ser lo más amplia posible para asegurar las propiedades mecánicas de la pieza. Como se puede apreciar existe un límite físico aproximadamente a unos 5°, a partir de los cuales no es posible imprimir con garantías. Evidentemente estas aproximaciones dependen de las variables del proceso como la velocidad de deposición, la temperatura o la refrigeración, además del material que estemos usando.

El método más utilizado para imprimir voladizos es utilizar una estructura de soporte. Cuando el software de laminación detecta voladizos sobre un ángulo definido, genera la estructura de soporte debajo automáticamente. La estructura de soporte se genera para que sea fácilmente extraíble y la impresión sea eficiente, tanto en tiempo como en material. La Figura 4.9 muestra una parte cortada y la estructura de soporte generada. Hay una capa de espacio vertical entre la estructura de soporte y la pieza. Esto da como resultado una unión débil, donde la estructura de soporte puede romperse después de la impresión.

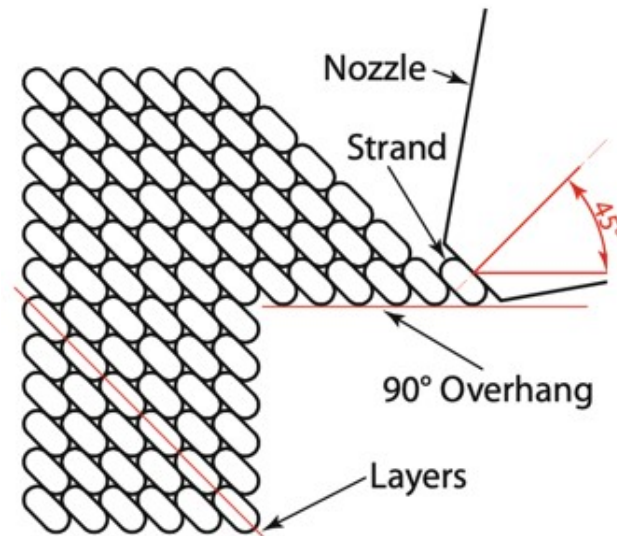


Figura 4.9: Impresión de voladizos. [42]

### 4.3. Equipos

Las impresoras de cabezal en ángulo se han desarrollado muy recientemente, por lo que no hay muchos referentes industriales. Durante el desarrollo de este TFG se ha utilizado la impresora BlackBelt (Belfeld, The Netherlands) (Figura 4.10) tiene un plano de impresión que gira  $45^\circ$  alrededor del eje  $y$ . Con esto la boquilla y las capas se rotan  $45^\circ$ . Por lo tanto, un voladizo imprimible de  $45^\circ$  se rota en un voladizo de  $90^\circ$ , que se puede imprimir sin estructura de soporte. La Figura 4.9 muestra la boquilla y capas de  $45^\circ$  y el voladizo de  $90^\circ$ . Estos voladizos solo se pueden imprimir en una dirección. En todas las demás direcciones, todavía se requieren estructuras de soporte.



Figura 4.10: Impresora Blackbelt.



Esta impresora dispone de tres cabezales de impresión intercambiables que trabajan integrados con un grado de libertad adicional integrado en un sistema de cinta transportadora. Este equipo permite producir impresiones continuas a gran escala y para la producción en serie, la máquina Blackbelt aporta una nueva forma de diseñar las piezas para impresión 3D.

Recientemente (mayo de 2021) se la empresa Crearlity ha comercializado el equipo 3DPrintMill de impresión continua tal y como se aprecia en la Figura 4.11. Se diferencia de la Blakbelt en que sus dimensiones son menores, se trata de una impresora de menor calidad y sobre todo en que se ha sustituido la banda transportadora de fibra de carbono por una cinta de tela. Actualmente, no tenemos datos para poder comparar la calidad de las piezas, pero el coste del equipo es sensiblemente inferior, entorno de la décima parte. Este producto fue creado internamente, en celebración con el sexto aniversario de la marca.



Figura 4.11: Impresora de impresión continua

## 4.4. Materiales para FDM

Normalmente, los materiales más utilizados durante la fabricación aditiva son plásticos y en ocasiones también se pueden utilizar ciertos metales. En lo que se refiere a los plásticos, se tratan de materiales con los que se pueden fabricar prototipos más baratos y mucho más rápidos de conseguir con procesos como la esterolitografía (SLA) o la siterización selectiva por láser (SLS). La fabricación aditiva ofrece una gran rama de materiales para la fabricación de piezas. Los materiales más utilizados para la fabricación aditiva con plásticos son los siguientes:

- ABS
- PLA
- Policarbonato o PC
- PET
- ULTEM

Para este proyecto, el material seleccionado ha sido el PLA como el que se puede apreciar en la Figura 4.12, cuyas características se muestran en la Tabla 4.1

Temperatura de fundición (°C)	145-160
Gravedad específica ( $g/cm^3$ )	1.24
Módulo de elasticidad (GPa)	2.2
Límite elástico (MPa)	2.9

Tabla 4.1: Especificaciones del PLA. [43]



Figura 4.12: Rollo de PLA como el utilizado para el montaje del *SolarÍO*

# Capítulo 5

## Experimentos y resultados

Para demostrar la viabilidad de la fabricación de alas de avión, se han hecho una serie de ensayos en las prácticas de la Asignatura de Fabricación Aeroespacial del curso académico 2020/21. En estos diseños, se indicaron unas características geométricas a cumplir por todas las alas diseñadas y luego se analiza su comportamiento mecánico en comparación con su peso. Para optimizar el diseño, se ha definido un factor  $K$ , que es el resultado de dividir la carga de rotura del ala en  $N$  entre su peso en  $kg$ .

Evidentemente para el correcto funcionamiento del ala hay que analizar más parámetros, como la pendiente de la curva tensión deformación o la deformación con diferentes tipos de cargas. Los requerimientos exigidos a la fabricación de las alas fueron los descritos en la figura 5.1. Las dimensiones del ala, tanto de cuerda como de envergadura se han elegido para poder ser impresas con las impresoras disponibles en el Departamento de Ingeniería Mecánica (DIMM) y en el Instituto de Diseño para la fabricación (IDF). Con ambos centros se ha colaborado durante la realización del presente TFG.

El perfil alar elegido es el ClarkY al ser muy utilizado para este tipo de aviones y estar muy documentado su comportamiento. La cuerda es de 200mm y la semi-envergadura de 800mm. Se impone una altura máxima de pieza de 200mm por la dificultad de imprimir con equipos de mayor altura. Cada una de las secciones se debe pegar con cianocrilato de manera correcta para asegurar que la unión es más fuerte que el resto del ala. En caso de romper el ala por la unión, se considera que el pegado no se ha hecho correctamente o bien que el ala está sobre dimensionada y por lo tanto será muy pesada. Para asegurar la resistencia mecánica de las alas, se utiliza una bayoneta de fibra de carbono de 6mm de diámetro de las utilizadas para la fabricación de cometas. [44] Esta bayoneta entra en el ala un total de 300mm y se considera que va empotrada en su extremo.

Diseño

Requerimientos

- Perfil ClarkY
- Cr = 200 mm
- Semispan: 800 mm
- Varilla D = 6 mm, L = 300 mm
- Smax = 600 mm<sup>2</sup>



Figura 5.1: Impresora de impresión continua

Para la realización de los ensayos, se ha diseñado y fabricado el utillaje que se describe en las figuras 5.2 Y 5.3. Este utillaje se ha construido con materia de contrachapado calabó de 3mm de espesor y cortado por láser. Una vez ensamblado el utillaje se atornilla en una mesa que se posicionará a la distancia y altura correcta para poder realizar el ensayo en una máquina universal de ensayos. Como se describe en la figura 5.3, la fuerza se coloca a una distancia de 700mm de la raíz del ala y se aplica con el utillaje del ensayo de compresión. Este utillaje consiste básicamente en un cilindro de diámetro 50mm de acero. Por tanto, el diseño de ala debe tener en cuenta que las cargas a aplicar no son uniformes en todo el ala, además queda una parte del ala que no va a soportar cargas (entre 700 y 800mm), por lo que se puede hacer todo lo ligera que se quiera, siempre que se mantenga la forma del ala.

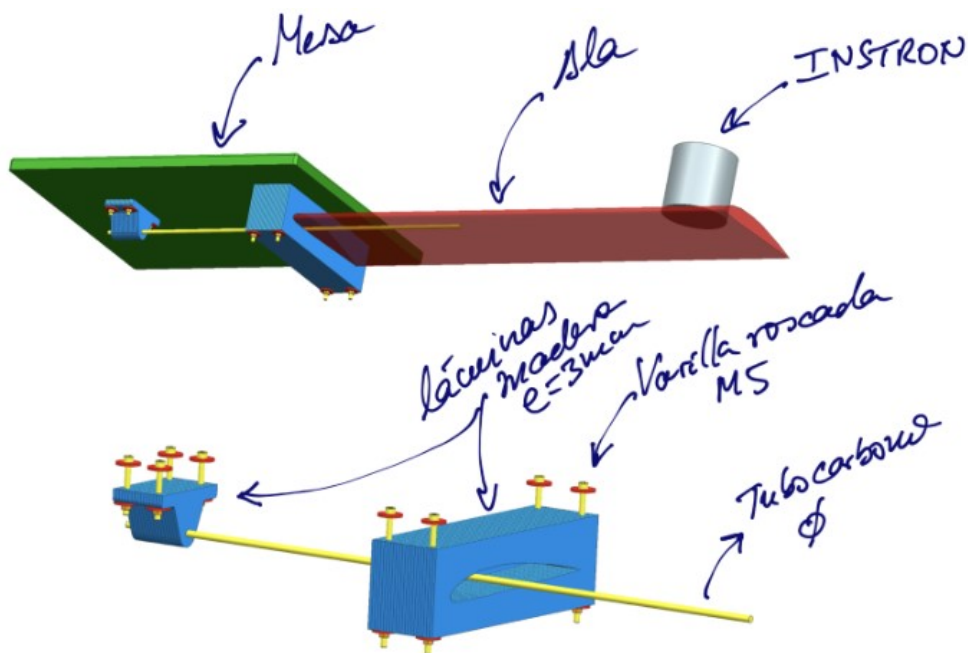


Figura 5.2: Detalle constructivo del utillaje de amarre (1/2)

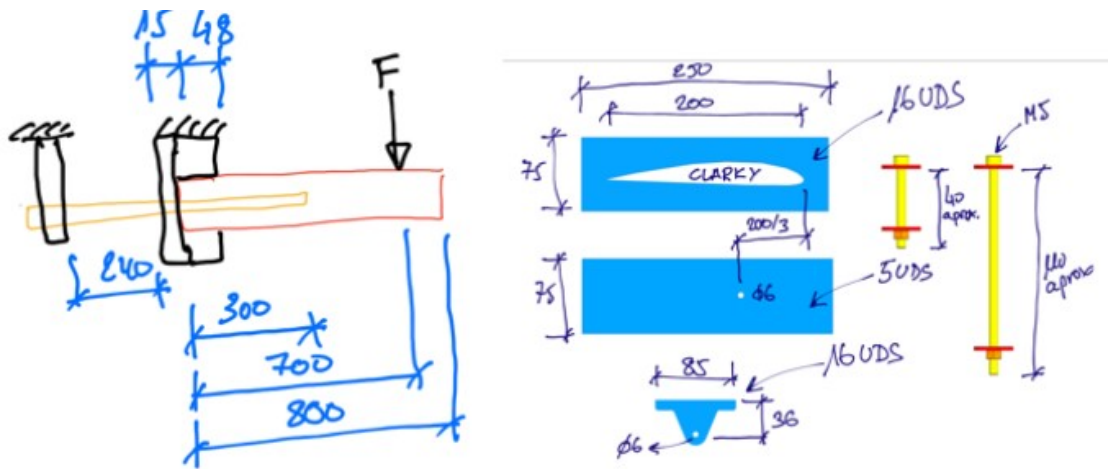


Figura 5.3: Detalle constructivo del utillaje de amarre (2/2)

Las impresoras utilizadas para este estudio han sido las siguientes como se pueden apreciar en las Figuras 4.10:

- Ultimaker extended.
- Prusa i3 MK3s+.
- Creality CR-10 Max.

Se ha limitado la altura de las secciones de las alas para que puedan ser impresas con cualquiera de las tres impresoras (se ha cogido el tamaño máximo de la más restrictiva, Prusa i3, 200mm). En este punto del trabajo se estimaba que la impresora para imprimir el avión definitivo objeto del presente TFM sería la Creality CR10 Max por su capacidad de imprimir piezas de gran tamaño, hasta 470mm.

Como se verá más adelante, se ha elegido para el diseño final la impresora BlackBelt que permite la impresión de piezas de Z infinita, gracias a la posibilidad de orientar el plano de impresión a diferentes grados, lo que permite que el eje Z sea controlado con una cinta transportadora.

De este modo no existirá ningún tipo de limitación a la hora de imprimir en esta dirección y, por tanto, se podrán generar piezas con unas mejores propiedades mecánicas que las que se obtendrían si se utilizasen impresoras 3D convencionales que únicamente permitan imprimir piezas de menor tamaño que posteriormente se deberán pegar con algún tipo de pegamento. Normalmente por las pruebas que se han realizado durante el desarrollo de este TFG, se ha observado que los puntos más comunes de rotura en este tipo de impresiones se producen en aquellos lugares en los que se ha hecho la unión de pequeñas piezas mediante pegamentos.



Marca	Ultimaker
Modelo	Ultimaker 3 extended
Dimensiones impresión	215 mm x 215 mm x 200 mm

(a) Ultimaker extended



**Prusa i3 MK3s+**

**Características de Prusa i3 MK3s+**

- Impresión rápida (200 mm/s).
- Extrusor BONDTECH.
- Volumen de impresión 3D: 25 x 21 x 21 cm.
- Boquilla 0,4 mm de 1,75 mm

(b) Prusa i3 MK3s+

**Creality CR-10 MAX**



Marca	Creality
Modelo	CR-10 MAX
Dimensiones impresión	450 x 450 x 470 mm

(c) Creality CR-10 Max

Figura 5.4: Impresoras 3D.

Para la medición de los resultados, se ha utilizado una máquina universal de ensayos donde se va a posicionar el ala con el utillaje descrito en la figura 5.3. Una máquina universal de ensayos es una máquina semejante a una prensa, con facultades para someter materiales a ensayos de tracción, compresión o flexión para medir sus propiedades. La fuerza ejercida se logra mediante mordazas o cilindros de compresión accionadas por tornillos o sistema hidráulico. La máquina universal de ensayos tiene como función comprobar la resistencia de diversos tipos de materiales. Para esto posee un sistema de servocontrol que aplica cargas controladas sobre una probeta y mide en forma de gráfica la deformación, y la carga al momento de su rotura. Algunas de las propiedades que son evaluadas son:

- Elasticidad
- Esfuerzo
- Alargamiento
- Dureza
- Embutabilidad
- Resiliencia (energía de deformación)

En la máquina universal de ensayos se pueden hacer ensayos normalizados de tracción, flexión, compresión, etc. Para este trabajo se ha utilizado un método de compresión que deformará el ala en el punto definido y grabaremos en cada instante la deformación y el esfuerzo mediante una célula de carga de 30kN. El ensayo desplaza el cabezal de compresión un total de 30mm. Con este desplazamiento no debería romperse ninguna de las alas si están bien diseñadas y pegadas cada una de las piezas del ala correctamente.

### Instron 5967



5967

•Capacidad de 30 kN

•Espacio de ensayo vertical de 1212 mm

Figura 5.5: Máquina universal de ensayos utilizada para los ensayos

En total se hicieron 13 ensayos comparativos, 9 con alas fabricadas con tecnología aditiva FDM y 4 en madera por corte con láser. En la fotografía de la Figura 5.6 se pueden ver algunas de las alas construidas antes de su pegado y ensayo.



Figura 5.6: Pruebas de manufacturación de diferentes alas haciendo uso de la fabricación aditiva.



En las Figuras de la 5.8 a la 5.19 se muestran los resultados de los ensayos de las alas fabricadas haciendo uso de la impresión 3D. Gracias a estos ensayos, se pudo hacer diferentes comparativas de un modo práctico de las diferencias en propiedades mecánicas de alas fabricadas de un modo tradicional con madera de balsa frente a aquellas que se han manufacturado haciendo uso de la fabricación aditiva. Los ensayos realizados durante estas pruebas son los descritos en las Figuras 5.2 y 5.3.

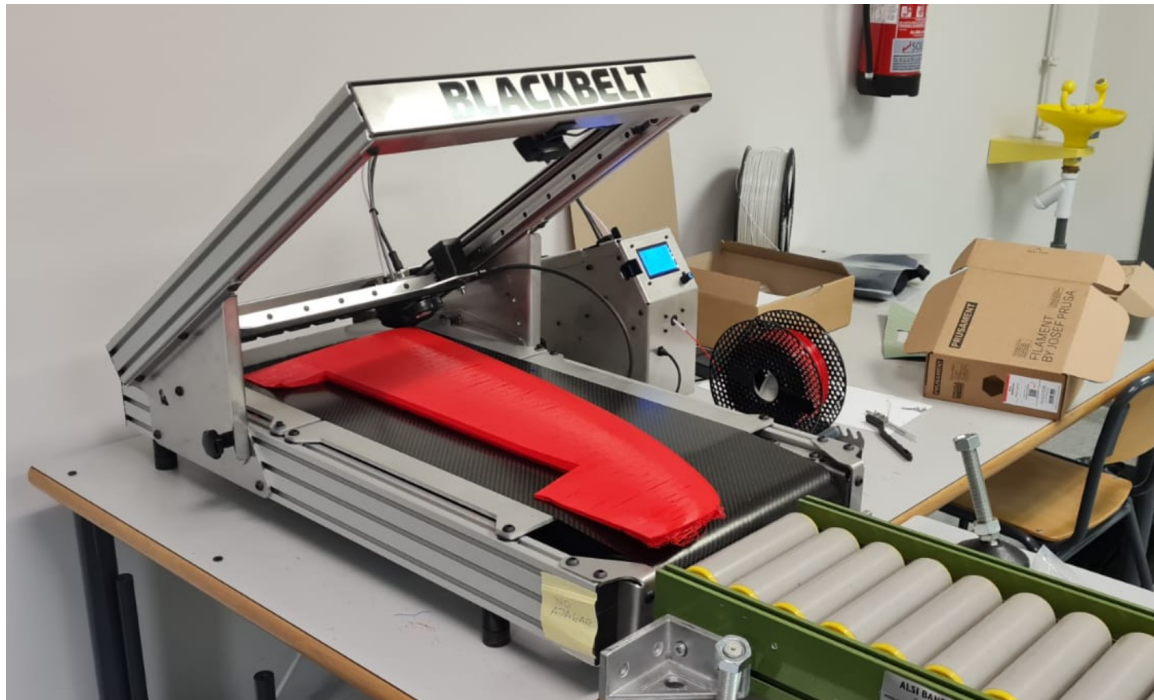
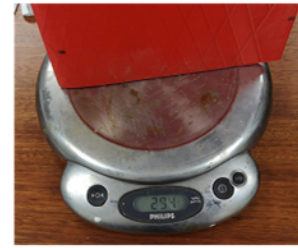
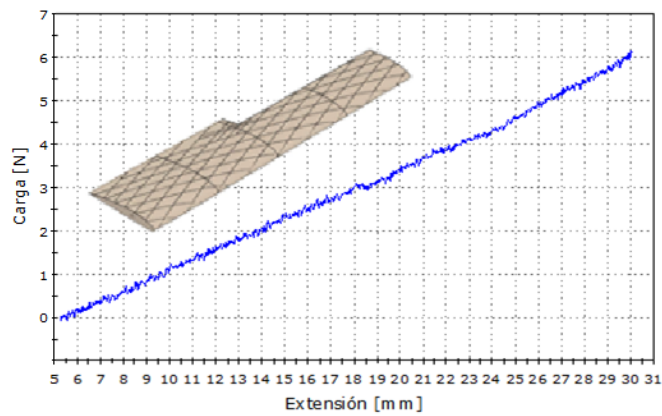


Figura 5.7: Impresión del ala del *SolarÍO* haciendo uso de la impresora en eje Z infinto BlackBelt.

En todos estos ensayos se reproduce correctamente el comportamiento lineal que era de esperar por estos prototipos de alas. Sin embargo, en todas las alas que han sido fabricadas mediante fabricación aditiva, todas las pequeñas partes se deben pegar con sumo cuidado para que aguanten correctamente durante los ensayos. De este modo, se puede afirmar que si rompe por el pegamento se puede afirmar que o bien se ha pegado mal o bien el ala ha sido sobredimensionada durante la fase de diseño.

Todos estos ensayos se han realizado por el profesor Juan Antonio García Manrique para el la asignatura de Fabricación Aeroespacial.



E1	Peso(gr)	294
	K(N/Kg)	20,9
	Carga Máx(N)	6,2

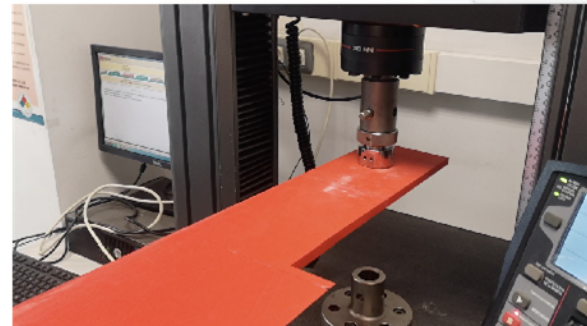
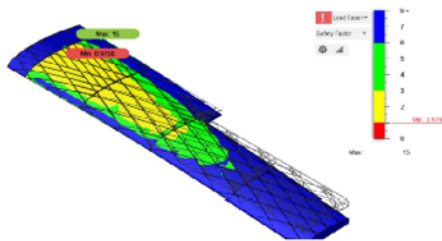
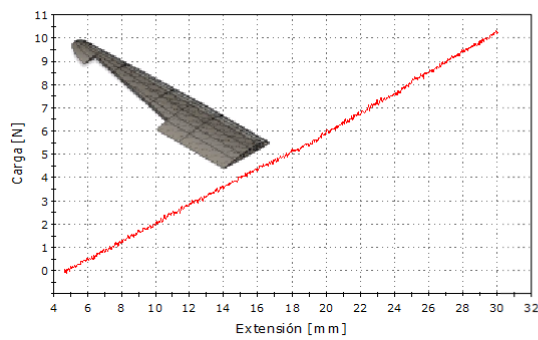


Figura 5.8: Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (1/12)



E2	Peso	324
	K(N/Kg)	31,9
	Carga Máx(N)	10,3

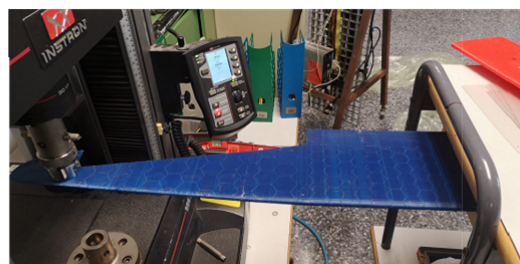


Figura 5.9: Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (2/12)

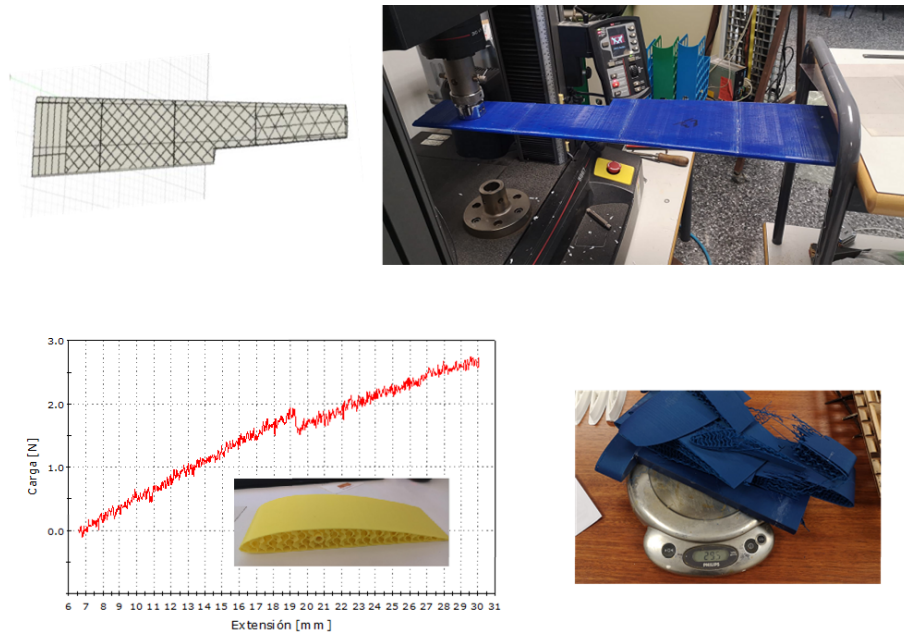


Figura 5.10: Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (3/12)

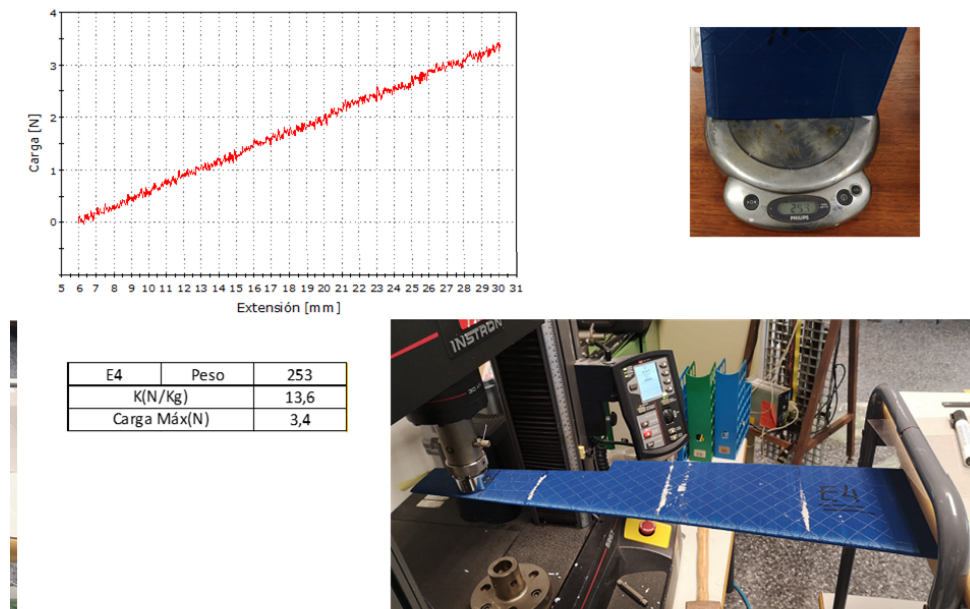


Figura 5.11: Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (4/12)

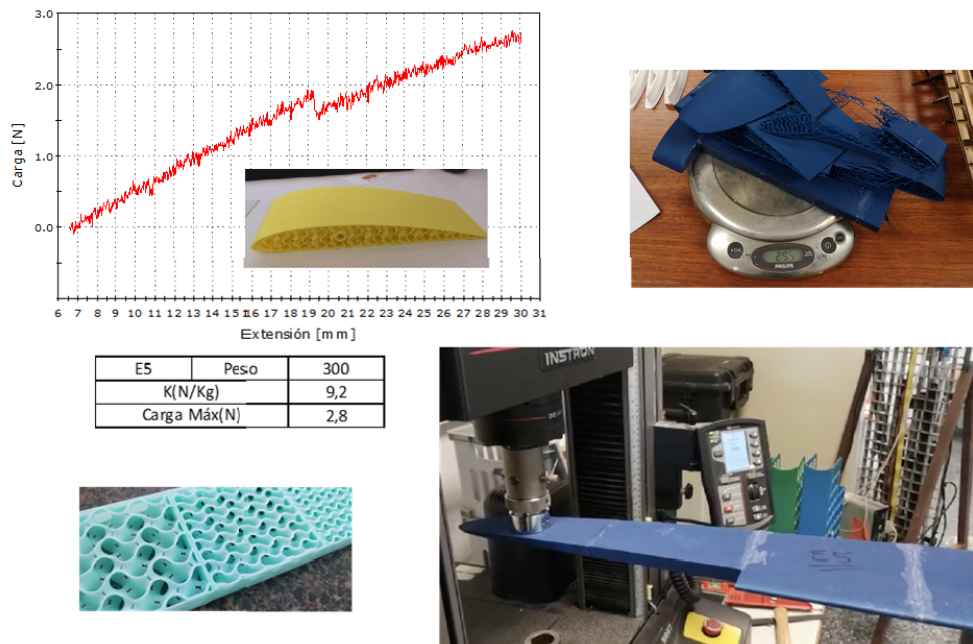


Figura 5.12: Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (5/12)

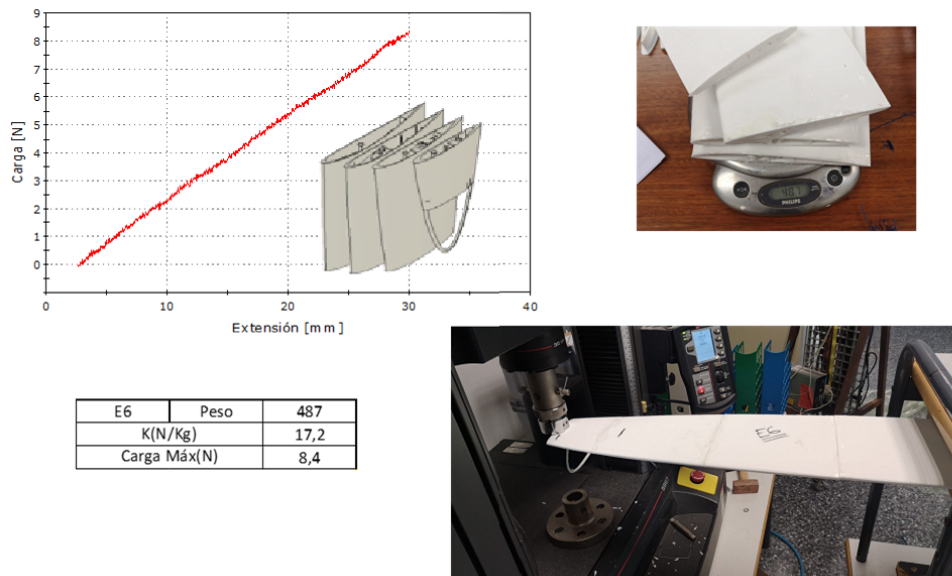


Figura 5.13: Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (6/12)



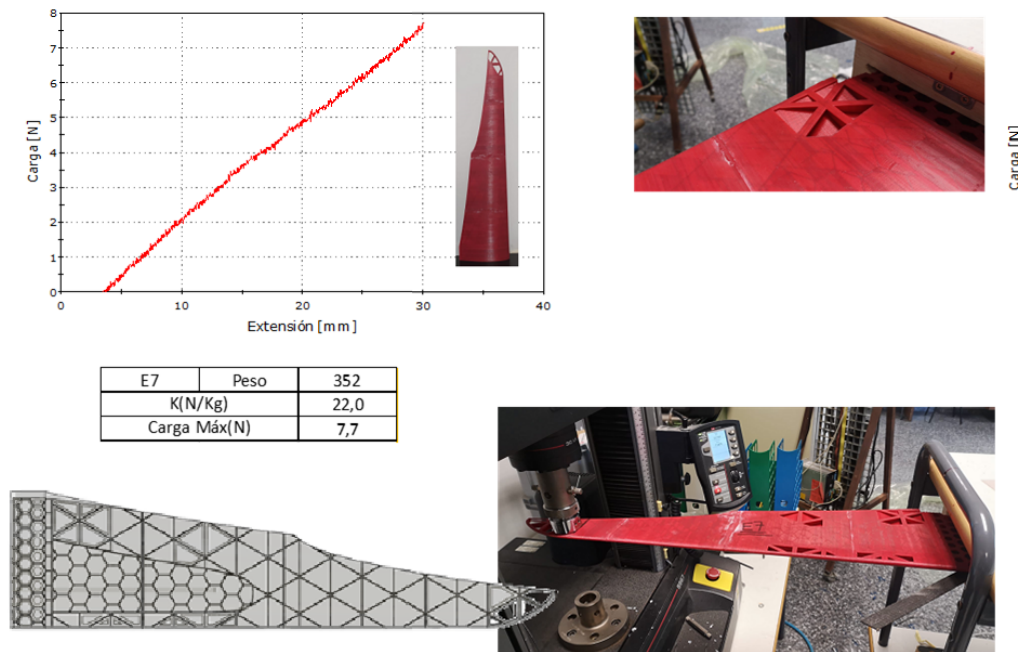


Figura 5.14: Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (7/12)

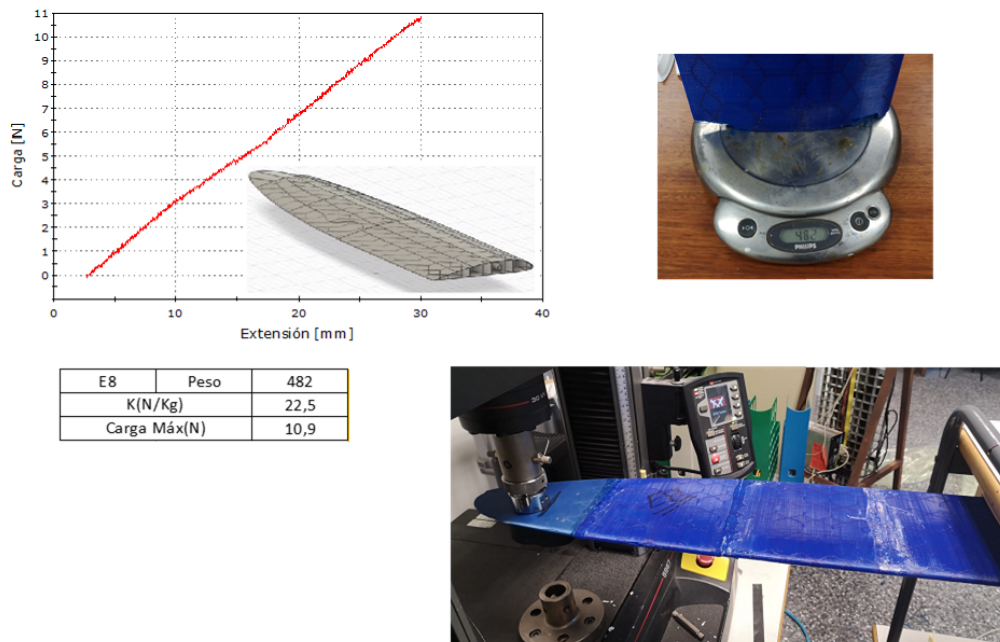
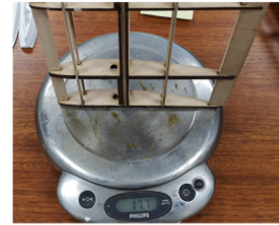
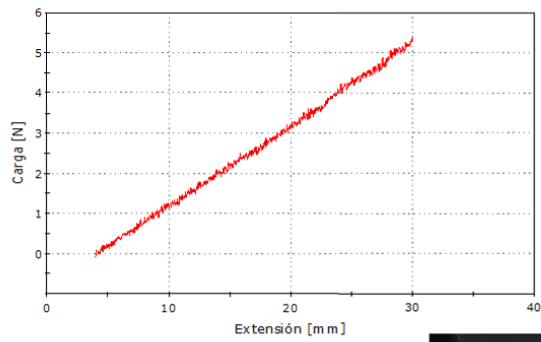


Figura 5.15: Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (8/12)



E09_Madera	Peso	177
	K(N/Kg)	30,3
	Carga Máx(N)	5,4

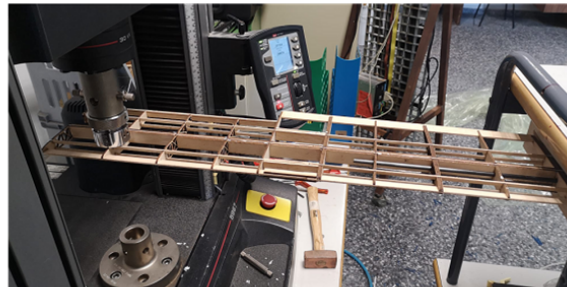
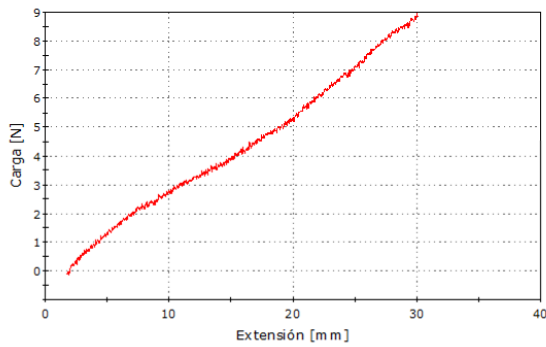


Figura 5.16: Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (9/12)



E12 Madera	Peso	201
	K(N/Kg)	44,6
	Carga Máx(N)	9,0

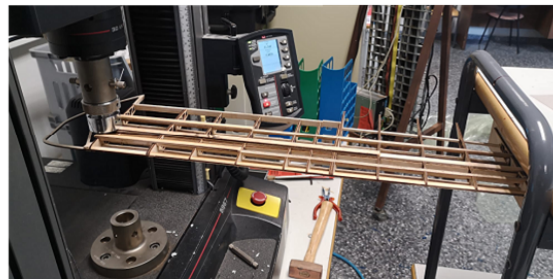


Figura 5.17: Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (10/12)

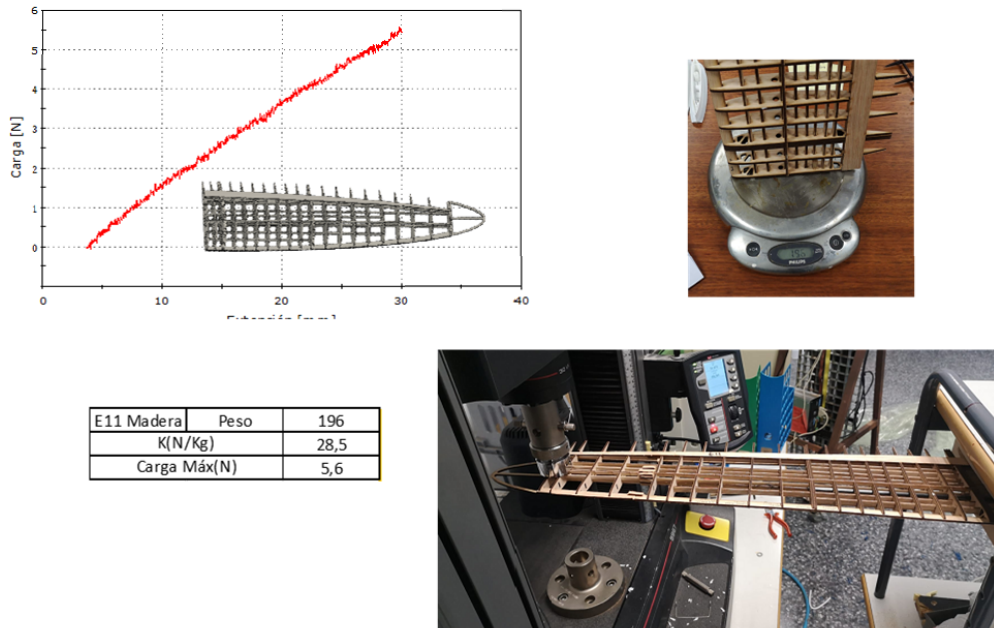


Figura 5.18: Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (11/12)

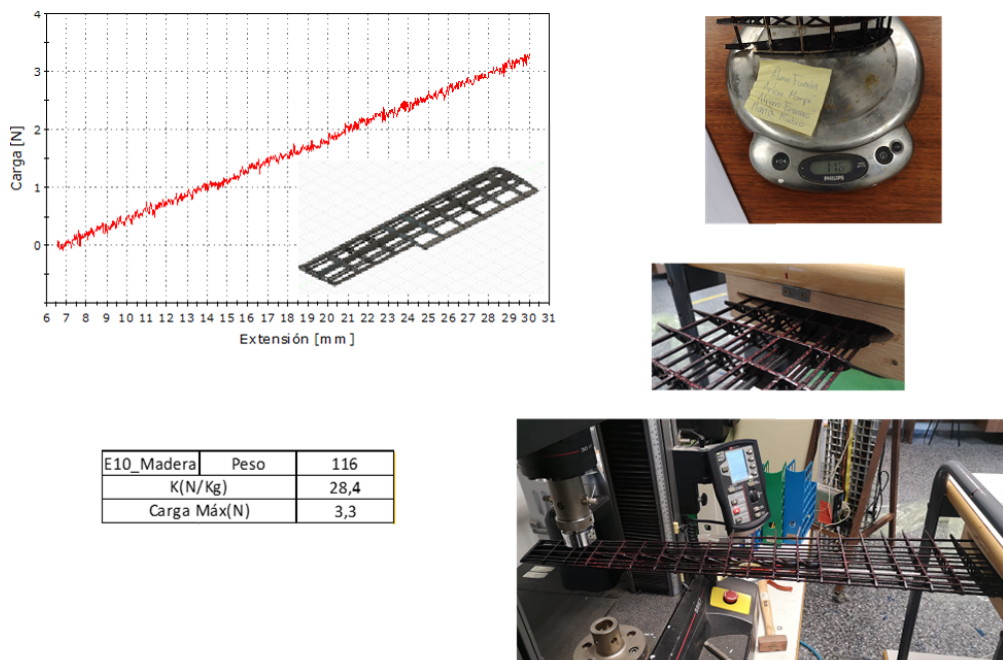


Figura 5.19: Ensayos de alas fabricadas utilizando diferentes tecnologías y diferentes tipos de relleno. (12/12)

De las gráficas de tensión deformación mostradas en las gráficas se pueden sacar



importantes conclusiones. Primeramente, se observa que los modelos realizados con una estructura de madera tradicional son mucho más ligeros que las hechas por fabricación aditiva, presentando un comportamiento mecánico muy bueno. En cambio, las de fabricación aditiva, son ligeramente más rígidas que las de madera, pero su peso hace que la constante  $K$  utilizada para hacer la comparativa entre ellas sea muy inferior. Es importante destacar dos diseños realizados con fabricación aditiva. Por un lado, el número 13, se observa que tienen una  $K$  que es prácticamente igual al mejor diseño en madera. La resistencia mecánica es muy superior a las de madera y compensa el sobrepeso observado. Un punto importante es que muchos de los diseños realizados en fabricación aditiva han roto antes de lo esperado debido a un pegado incorrecto. En la mayoría de los casos de los diseños en fabricación aditiva con un pegado correcto, el ala termina rompiendo en la unión de las piezas. Esto se debe a que el ala se ha sobredimensionado y tiene un exceso de material.

El diseño 13, que se considera como el óptimo, se ensayó hasta su rotura observándose que la fractura del ala se produjo en el plástico y no en el pegamento, lo que pone de manifiesto su correcto diseño. Este diseño lleva en su interior un relleno de celda del tipo nido de abeja, muy utilizado para la fabricación de piezas con materiales compuestos, especialmente con fibra de carbono.

Asimismo, es destacable el diseño número 5 de fabricación aditiva. En este caso el relleno del ala se hizo utilizando un relleno tipo celda de giroide. Este tipo de relleno se ha observado que es el que proporciona una relación resistencia mecánica frente al peso más favorable. Los giroides son una geometría familia de las superficies minimales, en la figura 5.20 se muestra un cubo relleno de una superficie giroide.

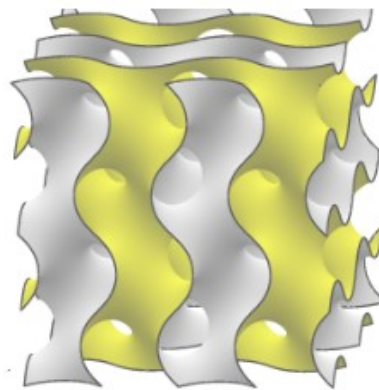


Figura 5.20: Superficie minimal Giroide

En matemáticas, una superficie minimal es un elemento bidimensional que localmente minimiza su área. Esto es equivalente a tener una curvatura media nula y en la naturaleza son muy comunes. Las superficies minimales se producen, por ejemplo, cuando se forman películas con una solución jabonosa, como la mostrada en la Figura 5.21.

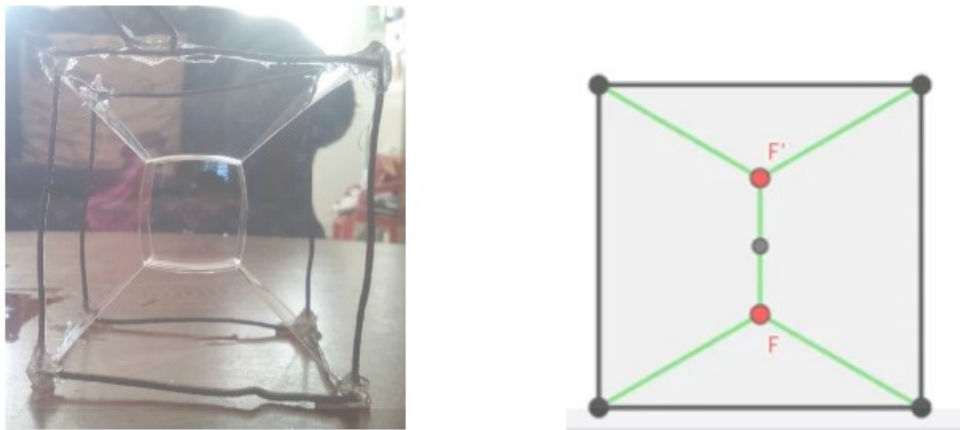


Figura 5.21: Superficie minimal de un cubo y recorrido mínimo para un cuadrado

En el caso unidimensional, el equivalente a las superficies mínimas es el recorrido mínimo se busca conseguir un camino entre dos vértices de tal modo que la suma de las longitudes de las aristas que lo constituyen es mínima.

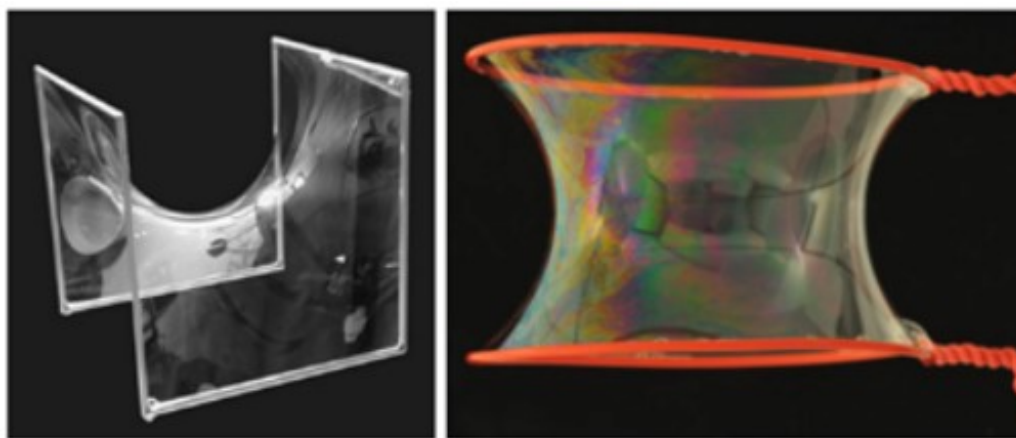


Figura 5.22: Película de jabón cuyo borde está formado por aristas de un cubo y otra formada por dos alambres paralelos circulares

Como conclusiones más importantes de estos ensayos se puede concretar que:

- Es posible la fabricación de alas de UAVs con fabricación aditiva FDM
- El diseño del ala debe estar optimizado para que el peso no sea muy elevado
- Es posible obtener una ratio resistencia mecánica vs peso del mismo orden que la fabricación tradicional
- El relleno con superficie minimal de giroide genera unas propiedades excelentes y es muy sencillo de diseñar.

- En general no es posible obtener alas con un peso similar a las de fabricación tradicional con espumas o madera.

## 5.1. Impresión del avión solar *SolarÍO*

Una vez realizadas las primeras pruebas de impresión y fabricado los primeros modelos en impresión 3D, se procede a la impresión del avión *SolarÍO*. Se selecciona una impresora de Z infinita que nos va a permitir fabricar el fuselaje y las alas en una sola pieza.

Para la impresión del fuselaje del avión, se ha optado por una impresora de Z infinita o de alimentación continua, como la mostrada en la figura 7. Este fuselaje tiene una longitud total de 1800mm y se va a imprimir en PLA en una única pieza.

El tiempo total de impresión ha sido de 3 días, 6 horas y 35 minutos, con un peso total de 1000gr teniendo en cuenta los soportes y 724gr el fuselaje sin los soportes. Se ha impreso la pieza con una inclinación de la boquilla de 35 grados.



Figura 5.23: Impresión de fuselaje avión solar impreso.

Las Figuras 5.24 y 5.25 presenta los principales parámetros del proceso, destacando que se ha impreso con una altura de capa de 0.3mm, con una inclinación de boquilla de 35° y una temperatura de 230°.

**BLACKBELT 3D Printer**

Configuration: Gantry Angle: 35° Nozzle Size: 0.4 mm

Material: PLA Economy

**Print Setup**: Recommended Custom

Profile: Fine - 0.2mm

**BlackBelt**

**Quality**

- Layer Height: 0.3 mm
- Line Width: 0.4 mm
- Wall Line Width: 0.4 mm
  - Outer Wall Line Width: 0.4 mm
  - Inner Wall(s) Line Width: 0.4 mm
- Support Line Width: 0.4 mm

**Shell**

- Wall Thickness: 1.6 mm
- Wall Line Count: 4
- Outer Wall Wipe Distance: 0.2 mm
- Top/Bottom Thickness: 1.5 mm
  - Top Thickness: 1.5 mm
  - Top Layers: 0
  - Bottom Thickness: 0.9 mm
  - Bottom Layers: 0
- Outer Wall Inset: 0 mm
- Optimize Wall Printing Order:
- Outer Before Inner Walls:
- Alternate Extra Wall:

**Infill**

- Infill Density: 0 %
- Infill Line Distance: 0 mm
- Connect Infill Lines:
- Minimum Infill Area: 0 mm<sup>2</sup>

**Material**

- Default Printing Temperature: 210 °C
- Printing Temperature: 210 °C
- Printing Temperature Initial Layer: 210 °C
- Initial Printing Temperature: 210 °C
- Final Printing Temperature: 200 °C

**Other Settings**

- Compensate Wall Overlaps:
- Compensate Outer Wall Overlaps:
- Compensate Inner Wall Overlaps:
- Fill Gaps Between Walls: Nowhere
- Filter Out Tiny Gaps:
- Print Thin Walls:
- Horizontal Expansion: 0 mm
- Z Seam Alignment: Shortest
- Seam Corner Preference: Hide or Expose ...
- Enable Ironing:

Figura 5.24: Parámetros utilizados para imprimir el fuselaje (1/2).

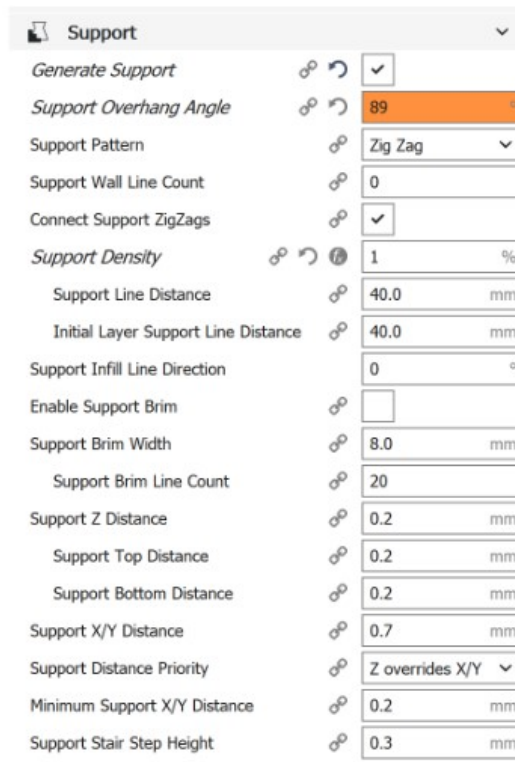


Figura 5.25: Parámetros utilizados para imprimir el fuselaje (2/2).

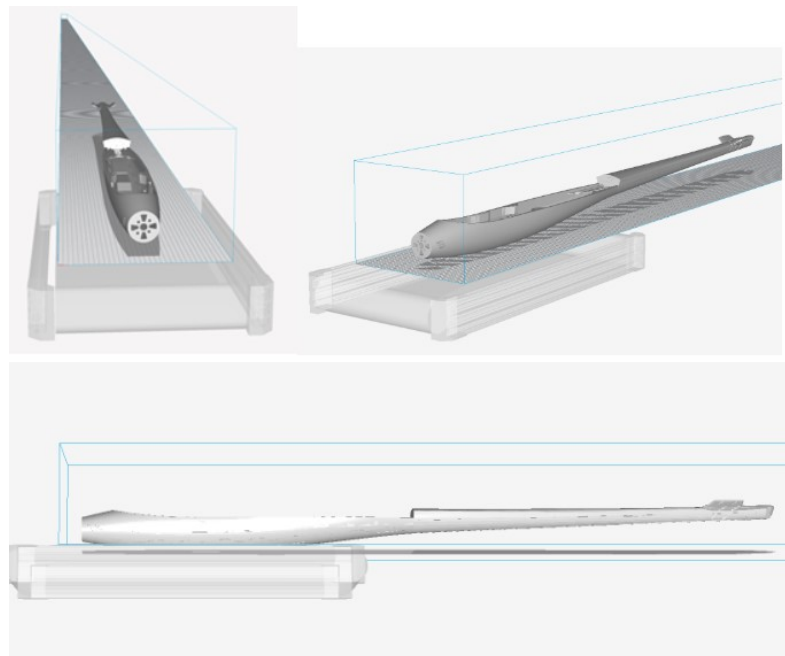


Figura 5.26: Fuselaje preparado en el software Cura para Blackbelt.

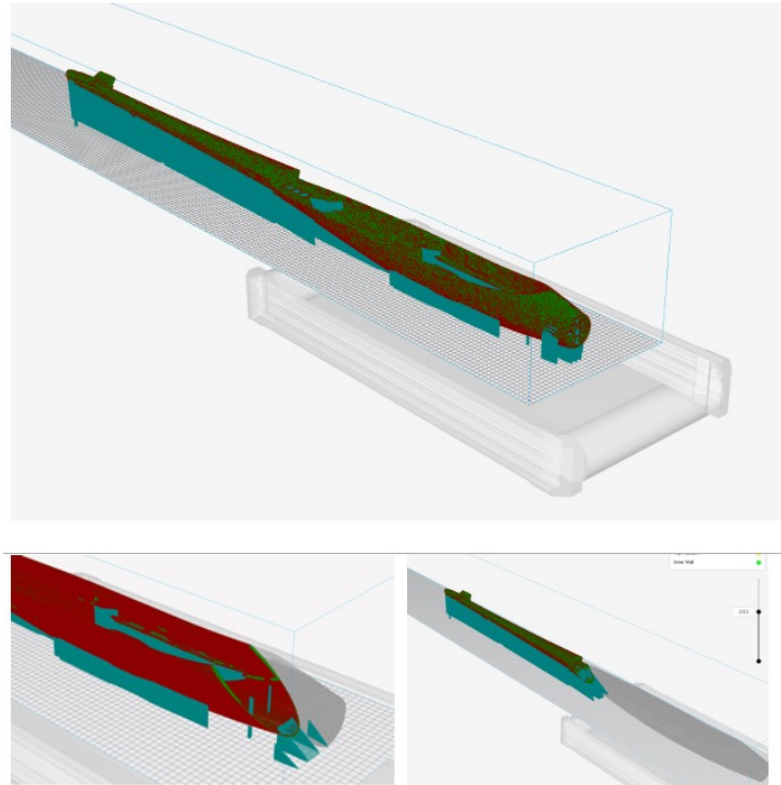


Figura 5.27: Trayectorias de deposición de material.

Además se adjunta en la Figura 5.28 una imagen en detalle donde se puede apreciar mejor la trayectoria seguida por la impresora BlackBelt para realizar la impresión del relleno de giroides utilizado en todas las partes del *SolarÍO*.

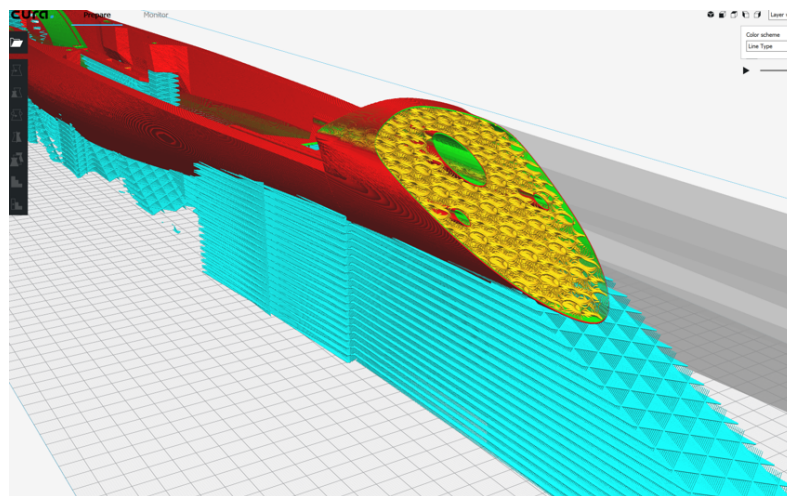


Figura 5.28: Trayectorias de deposición de material con vista en detalle de los Giroides.



## 5.2. Pruebas de vuelo

Durante los últimos años se ha desarrollado una gran actividad en el campo del diseño y fabricación de UAVs, sobre todo en el ámbito de las escuelas ETSID y ETSII. Se han encontrado referencias previas de fabricación en los entornos docentes siguientes:

- Grado Ingeniería Aeroespacial, Fabricación Aeroespacial, 3er curso
- Máster Ingeniería Industrial, Diseño para la Fabricación
- Grupo Drone, Generación Espontánea
- Grupo AeroDesign, Generación Espontánea

### 5.2.1. Decathlon 2014

Este este avión se construyó entre los alumnos de la asignatura Fabricación Aeroespacial el curso académico 2014/15. La fabricación se realizó de manera convencional utilizando las herramientas básicas de taller mecánico y corte por láser para las piezas de madera. El avión tenía una envergadura de 3000mm y un peso total de 15Kg. Este avión fue diseñado para ser desmontado y transportado en un coche familiar, por lo que el fuselaje del avión se dividió en dos partes básica, el cuerpo del fuselaje y el empenaje de cola. El avión se equipó con un motor de 50cc. El perfil alar utilizado fue el clarkY, este perfil es muy utilizado en este tipo de aeronaves, ya que tiene un rango de velocidades muy amplio donde tiene una gran sustentación y la entrada en pérdida se produce a velocidades muy bajas. En la actualidad existen perfiles que tienen un mejor rendimiento aerodinámico que este, sin embargo, no están probamos como el ClarkY en diferentes condiciones de vuelo, por lo que se estimó que no era necesario buscar otro. Este avión no llegó a volar debido al sobrepeso observado en la cola del avión que hizo complicado su vuelo en condiciones óptimas de seguridad. Este avión fue expuesto en diferentes eventos y se puso a disposición de la ETSID para su uso en las actividades realizadas en el Praktikum. En las figuras podemos ver diferentes detalles constructivos del avión, así como diferentes fotografías.

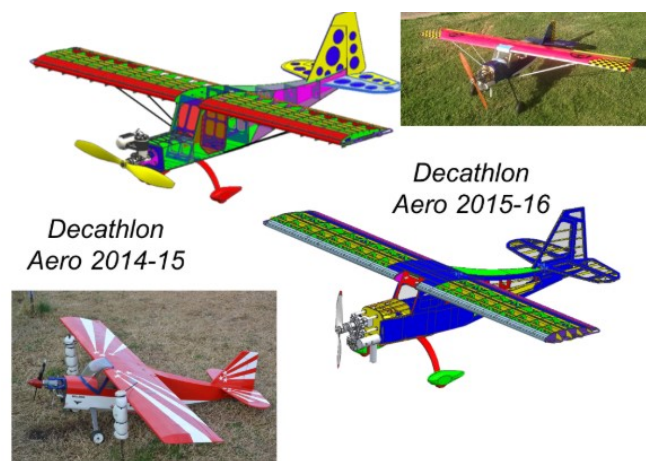


Figura 5.29: Comparativa del Decathlon de 2014 y de 2015.



### 5.2.2. Decathlon 2015

Con la experiencia del avión decathlon 2014, durante el curso académico 2014/15 en la misma asignatura de Fabricación Aeroespacial se construyó una versión del avión anterior en versión más reducida, en este caso de 2000mm de envergadura. El motor utilizado fue el mismo que el del año anterior. Este motor tiene una potencia excesiva para el peso de avión actual, pero no es inconveniente para su vuelo, siempre que no se entregue toda la potencia. El avión ha realizado diferentes vuelos de prueba de manera satisfactoria, se le instalaron amarres para que pudiera transportar un GPS de avión comercial para poder hacer actividades de investigación en colaboración con el grupo del profesor Israel Quintanilla. En la actualidad el avión se encuentra depositado en el laboratorio de Diseño para la Fabricación del Departamento de Ingeniería Mecánica y Materiales (DIMM) me la Nave Pesada (5G). Este avión, equipado con el GPS comercial fue exhibido en la feria de los inventos del año 2015. En las figuras siguientes se pueden observar diferentes fotografías del avión.

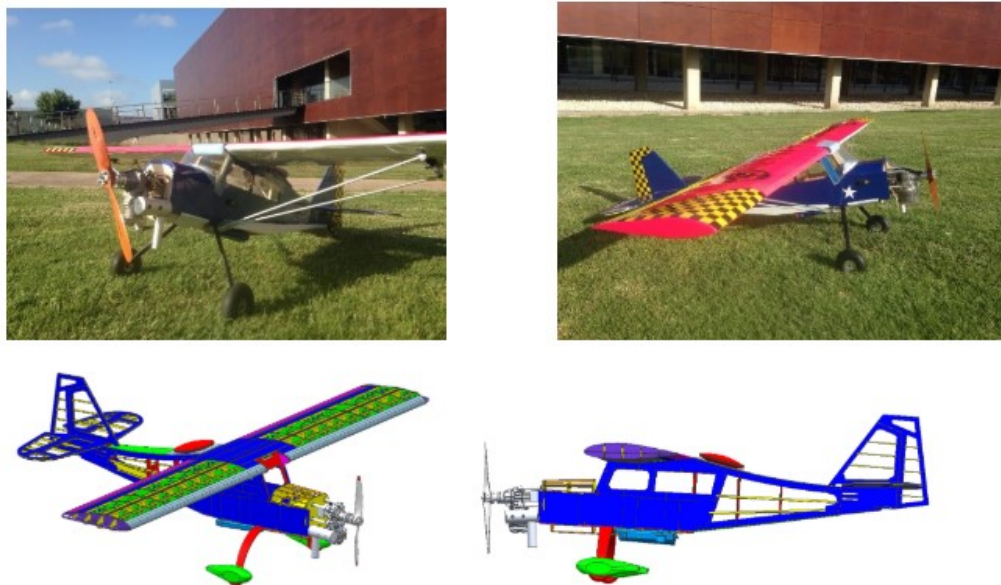


Figura 5.30: Fotografías del decathlon de 2015.

### 5.2.3. URSS. 2020

Este avión fue diseñado y fabricado por los alumnos del máster II de la ETSII en el curso académico 2020-21. Su fabricación se hizo básicamente con materas cortadas mediante láser CNC. Algunas partes se empezaron a realizar en fabricación aditiva como el parallamas del motor, la cabina del avión o la hélice. Este avión se diseñó antes del confinamiento de la pandemia y se ensambló durante el confinamiento. Por los problemas originados por el COVID, este avión no llegó a probarse en vuelo. Como novedad presenta el tren de aterrizaje retráctil y el ala en forma elíptica. Es un avión inspirado en el avión soviético Lavochkin-5 y tiene una envergadura de 1400mm.



Figura 5.31: Proceso de fabricación del URSS.

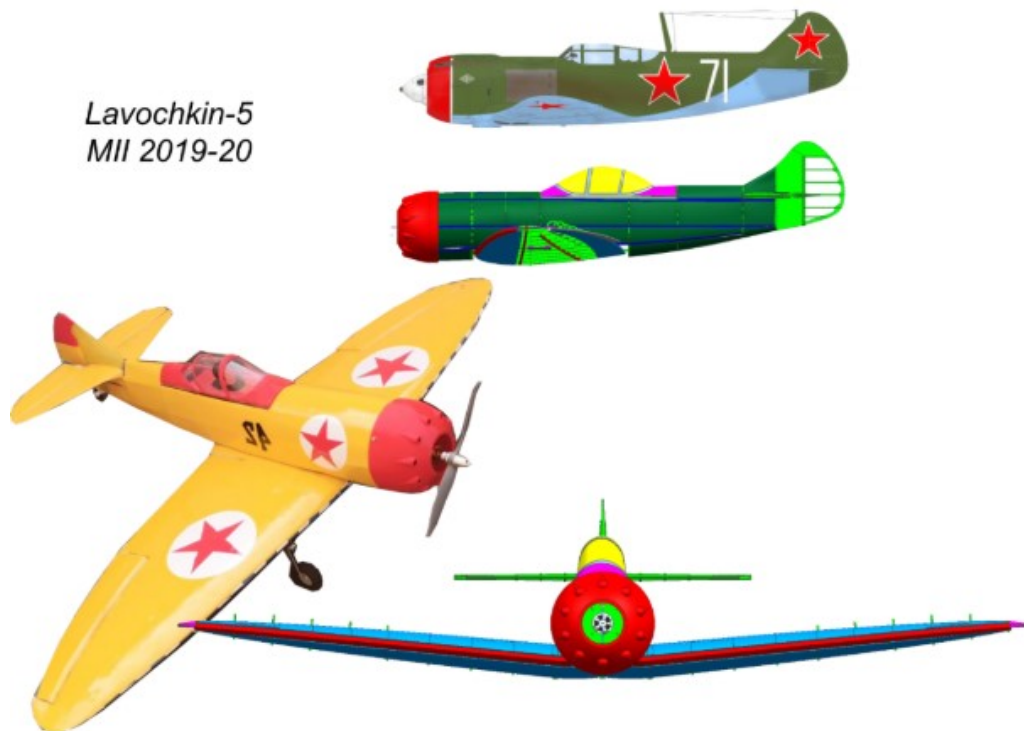


Figura 5.32: Vista en detalle del URSS.

### 5.2.4. Joker 2020

El avión Joker fue construido como continuación al URSS, con los conocimientos adquiridos por el grupo durante la pandemia sobre fabricación aditiva. Este avión es un planeador tipo glider motorizado que permite un vuelo deportivo. El planeo de este avión es muy elevado y estable, se ha considerado como la mejor opción para extrapolar su geometría al avión propuesto en el presente Trabajo Fin de Grado. Este avión fue ensamblado en septiembre de 2021 y actualmente está realizando vuelos de prueba para la validación del diseño del avión *SolarÍO*. Una de las múltiples pruebas exitosas de vuelo de esta aeronave se puede apreciar en el vídeo a continuación. [link al vídeo](#).

Las características principales de este avión son:

- Longitud: 1040 mm
- Envergadura: 1710 mm
- Peso en vacío: 1020 g
- Peso al despegue: 1175 g
- Carga alar: 38  $g/dm^2$



Figura 5.33: Joker antes de su primer vuelo.



Figura 5.34: Todas las partes a imprimir del joker.



### 5.2.5. Spitfire 2021

Avión montado en noviembre de 2020 y fabricado totalmente con impresión 3D. Las buenas capacidades de esta aeronave en vuelo motivaron a la realización de este proyecto de fin de grado. Las principales características de este avión son:

- Longitud: 1488 mm
- Envergadura: 1700 mm
- Altura: 510 mm
- Superficie Alar:  $51.4 \text{ dm}^2$
- Carga Alar:  $71.9 \text{ g/dm}^2$
- Peso al despegue: 3700 g

Gracias a los vuelos realizados con el Spitfire, se pudo aprender muchas cosas sobre la fabricación aditiva en modelos para el aeromodelismo y sobre los puntos flacos de este tipo de fabricación. Además permitió ganar experiencia para el posterior diseño del *SolarÍO* y las debilidades de la fabricación aditiva por partes en lugar de utilizar impresoras con eje Z infinito como la BlackBelt fueron evidenciados. Tras poner el motor a máxima potencia, el pegamento cedió y el Spitfire se estrelló tal y como se puede apreciar al final del vídeo cuyo link se encuentra a continuación. [link al vídeo](#)



Figura 5.35: Spitfire 2021 tras su primer vuelo junto a su piloto César García Gascón.

### 5.2.6. Lunak 2021

Este avión se realizó por los alumnos del máster II durante el curso académico 2020/21. Es un avión totalmente impreso de 3000mm de envergadura que hizo su primer vuelo de prueba en junio de 2021. Para la realización de este avión fueron necesarios 4kg de PLA. Las principales características de este avión son:

- Envergadura: 297 cm
- Peso: 4.5 kg
- Superficie Alar:  $55.3 \text{ dm}^2$
- Carga Alar:  $81 \text{ g/dm}^2$



Figura 5.36: Alumnos de máster junto al Lunak 2021 justo después de realizar su primer vuelo exitosamente.

Gracias al vuelo exitoso de esta aeronave, la cual tiene una envergadura de aproximadamente 3 metros, casi como la del *SolarÍO* quedó probado de una forma práctica que diseñar y manufacturar UAV's con envergaduras considerables es posible y viable.

Por otro lado, es importante destacar que esta aeronave no se fabricó haciendo uso de la impresora BlackBelt que permite fabricar piezas con eje Z infinito y por tanto las alas tuvieron que ser pegadas reduciendo ampliamente su resistencia. Si este tipo de impresora hubiera sido utilizado las propiedades mecánicas de la aeronave hubieran sido mucho mejores.

### 5.2.7. Ugly Stick del grupo AeroDesign.

El piloto, autor de este TFG César García Gascón formó parte desde 2019 del grupo de Generación Espontánea AeroDesign UPV como piloto e ingeniero del equipo. Este grupo se encarga de diseñar y fabricar un modelo como el que se puede apreciar en la Figura 5.38 de aeromodelismo capaz de transportar una carga de pago para participar en la competición organizada en Texas *SAE Aero Design*. [45]



Figura 5.37: Proceso de fabricación del *UglyStick* construido por el grupo AeroDesign UPV.

El primer vuelo del *UglyStick* fabricado por el grupo Aerodesign se realizó durante el mes de Junio de 2021 de forma exitosa. En la Figura 5.38 se puede ver a parte del equipo del grupo AeroDesign tras el primer vuelo de la aeronave. El primer vuelo de esta aeronave se puede consultar en el link a continuación. [link al vídeo](#)



Figura 5.38: Equipo AeroDesign UPV .



### 5.2.8. *SolarÍO*

Por último, debido a falta de tiempo y aunque se han realizado ya muchas pruebas de vuelo con aeronaves muy similares al diseño final del *SolarÍO*, la aeronave final todavía no está completa y se encuentra en proceso de desarrollo. En la Figura 5.39 se puede apreciar la colocación de las placas solares en la semiala del *SolarÍO* fabricada con la impresora de eje Z infinito BlackBelt.



Figura 5.39: Ala del *SolarÍO* junto a las placas solares en la colocación en la que deberían ir. Todo ello manufacturado con fabricación aditiva en la impresora BlackBelt y el relleno de giroides.

Tal y como se ha comentado, este último diseño por falta de tiempo está todavía en fase de construcción y pruebas de vuelo. Sin embargo todos los componentes de la aeronave ya están comprados y probados y la impresora BlackBelt ya ha impreso todas las partes de la aeronave. Algunas de estas partes se pueden apreciar en la Figura 5.40.



Figura 5.40: Algunas de las partes del *SolarÍO* fabricadas haciendo uso de la impresora BlackBelt.

Una vez todo quede impreso se construirá y se procederá con sus respectivas pruebas de vuelo para finalmente realizar la misión autónoma programada.



# Capítulo 6

## Normativa y definición de la operación

### 6.1. Marco legal

En lo que respecta a la misión que se quiere llevar a cabo. Esta claro que las condiciones idóneas para evitar posibles nubes, cambio meteorológicos o grandes rachas de aire sería realizar el vuelo lo más alto posible. Además a grandes alturas la radiación solar será más constante debido a una mayor ausencia de nubes. Sin embargo, esto se trata de una situación utópica ya que el vuelo ha de realizarse por motivos económicos obvios cerca de Valencia. Además todos los cálculos se han realizado teniendo en cuenta que el vuelo se realizaría a una latitud de 40 grados.

Es por estos motivos la aeronave realizará el vuelo dentro de un espacio aéreo controlado. En este sentido, el espacio aéreo de Valencia está regulado por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) y es la misma la que se encarga de controlar el uso de drones en nuestro país.

En lo que se refiere a la normativa, la última ley vigente actualmente (Junio de 2021) se trata de los Reglamentos Europeos RE 1019/947 y RD 2019/945.

Además, el Real Decreto 1036/2017, de 15 de diciembre, que modifica el RD 552/2014, de 27 de junio, seguirá vigente hasta el 1 de enero de 2022.

Durante este año, se espera la publicación de un nuevo real decreto que regule el vuelo de drones en España y actualice la normativa vigente con respecto al reglamento europeo. Además, AESA aún no se ha pronunciado respecto a muchos aspectos, así que te pedimos cautela al volar un drone. [46]

La nueva normativa que regula el uso de drones especifica que existe una clara diferenciación entre aquellas aeronaves que pesen menos de 250 gramos y las que pesen más de 250 gramos. De este modo, debido a que el *SolarÍO* se trata de un UAV que supera con creces esta cifra, se obviarán todas aquella aquella normativa que se aplique a aeronaves por debajo de este valor de peso.

Tal y como se especifica en el BOE, actualmente es necesaria la Licencia Oficial de Piloto de Drones para aquellos cuerpos de seguridad y fuerzas que requieran el uso de este tipo de aeronaves. Para el resto de personas, es necesario un documento que acredite un mínimo conocimiento y que permita el vuelo de drones en las diferentes categorías establecidas.

Así, para volar drones en la categoría abierta de la nueva Normativa UAS, es obligatorio superar el correspondiente examen en AESA, que puede ser de Nivel 1 o Nivel 2, dependiendo del riesgo de la operación. Y, para volar en categoría específica, será necesario superar el examen de AESA de Nivel 3, para operar en los escenarios estándar contemplados en ella.

Afortunadamente, el autor de este trabajo de fin de grado cuenta con la Licencia Oficial de Piloto de Drones por lo que se encuentra debidamente capacitado para volar el *SolarÍO* de forma totalmente legal.

Además, con esta nueva normativa no diferencia entre vuelo recreativo y vuelo profesional y por este motivo, el vuelo del *SolarÍO* que a priori se trata de un vuelo recreativo, debe atenerse a los mismos requisitos que las aeronaves profesionales.

Entre las limitaciones generales para el vuelo de drones en España se destacan las siguientes:

- El dron, siempre al alcance visual del piloto (excepto en categoría específica bajo STS BVLOS).
- Nunca sobrepasar los 120 m de altura en vuelo.
- No volar en un mínimo de 8 km de cualquier aeropuerto, aeródromo o espacio aéreo controlado.
- No es obligatorio el seguro de responsabilidad civil, pero es muy recomendable disponer de uno. El piloto será el responsable de los posibles daños que cause la aeronave.
- El dron deberá llevar una placa identificativa ignífuga fijada en la estructura que contendrá datos como el nombre del fabricante, el modelo, número de serie (si corresponde) y los datos de contacto del piloto.
- Proteger el derecho a la intimidad de los individuos que pudieran aparecer en las imágenes captadas por el dron, y tener especial cuidado con su divulgación pública para no vulnerar la Ley de Protección de Datos.
- Está completamente prohibido el transporte de mercancías peligrosas.
- No está permitido el sobrevuelo de grupos de personas.
- En caso de encuentro con una aeronave tripulada, debes reducir la altura, realizar las maniobras evasivas para impedir una posible colisión y aterrizar el dron cuanto antes.

Todas estas restricciones han sido consultadas del Boletín Oficial del Estado Español. [46]

## 6.2. Definición de la operación

Una vez han sido estudiadas y analizadas todas las condiciones de vuelo que permitirían realizar la operación de forma legal tal y como indica el BOE, se llega a la conclusión de que es necesario limitar ampliamente la misión a realizar por el *SolarÍO*. En este sentido, se selecciona como escenario de vuelo el club de aeromodelismo de Alzira, el cual se encuentra lo suficientemente lejos del aeropuerto de Valencia (más de 8 km) tal y como se puede apreciar en la Figura 6.1.

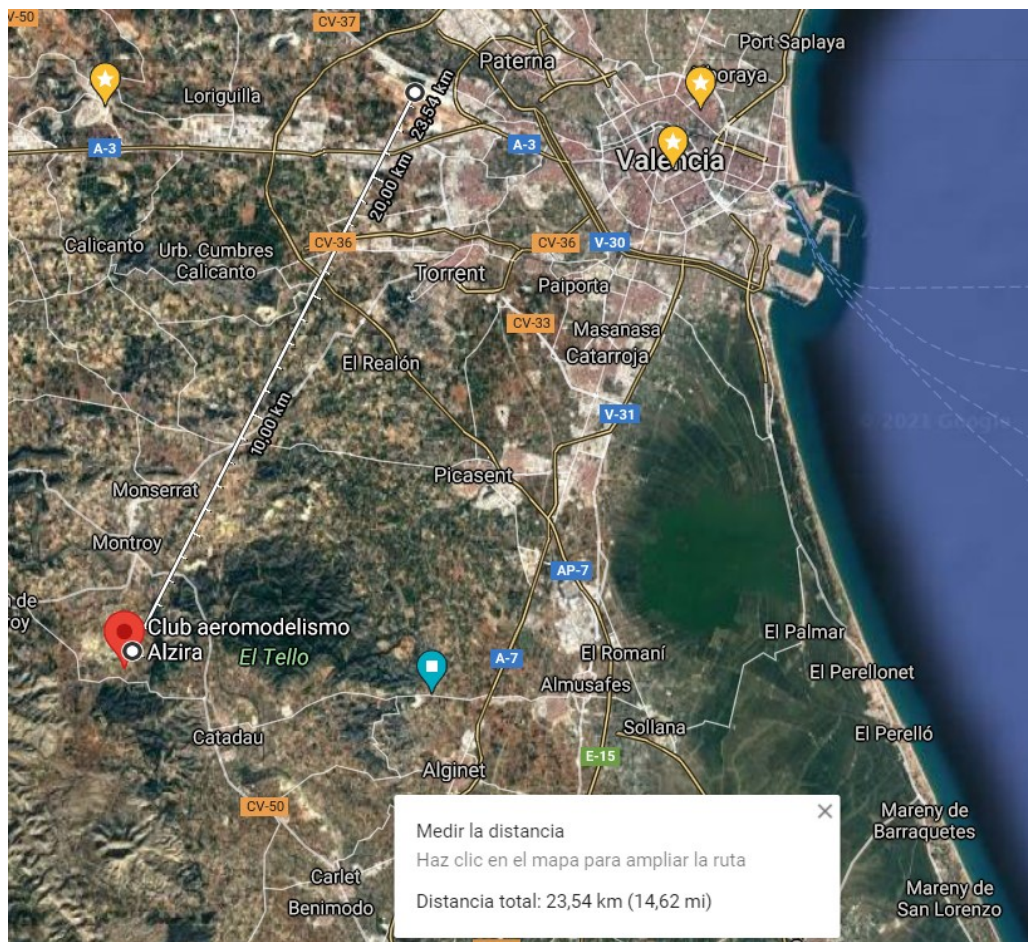


Figura 6.1: Distancia del club de aeromodelismo de Alzira al aeropuerto de Valencia.

Además, el autor de este trabajo de fin de grado es miembro del mismo y por lo tanto tiene permiso para volar en este club.

En segundo lugar, debido a que el vuelo se realizará en el club de aeromodelismo de Alzira, no existe peligro de volar por encima de aglomeraciones de gente ni cerca de ciudades. Únicamente es necesario ceñirse a la limitación de vuelo visual y de altura establecida por el BOE [46]. En este sentido, se va a utilizar la herramienta Mission Planner [47]. Se programa una misión circular a 100 metros de altura alrededor del club de aeromodelismo de Alzira tal y como se puede apreciar en la Figura 6.2.





Figura 6.2: Vuelo programado para el *SolarÍO* alrededor del club de aeromodelismo de Alzira.

Además, este programa cuenta con múltiples opciones que añaden una mayor seguridad al vuelo y permiten realizar la misión con una mayor tranquilidad. Entre ellas destaca la función de RTH (Return to Home). Cuando la aeronave pierde la señal de la emisora o el piloto decide activar esta función, el *SolarÍO* haciendo uso de la señal GPS podrá volver al lugar de despegue, ya que este punto es memorizado cada vez que la aeronave despegue y aterrizar automáticamente en la pista de aterrizaje de forma segura. A continuación se muestra con más detalle los diferentes waypoints que el *SolarÍO* recorrerá en su misión autónoma de forma repetida para verificar que el vuelo perpetuo es posible.

	Comandos	Delay				Lat	Long	Alt	Frame	Borrar	Arrib	Abaj	Grad %	Angle	Dist	AZ
1	WAYPOINT	0	0	0	0	39,2977711	-0,6151325	100	Relative	X			71,7	35,6	171,6	178
2	WAYPOINT	0	0	0	0	39,2978790	-0,6135178	100	Relative	X			0,0	0,0	139,5	85
3	WAYPOINT	0	0	0	0	39,2982651	-0,6122947	100	Relative	X			0,0	0,0	113,7	68
4	WAYPOINT	0	0	0	0	39,2990663	-0,6117046	100	Relative	X			0,0	0,0	102,5	30
5	WAYPOINT	0	0	0	0	39,2998758	-0,6116724	100	Relative	X			0,0	0,0	90,1	2
6	WAYPOINT	0	0	0	0	39,3004279	-0,6119031	100	Relative	X			0,0	0,0	64,5	342
7	WAYPOINT	0	0	0	0	39,3007724	-0,6124824	100	Relative	X			0,0	0,0	62,9	308
8	WAYPOINT	0	0	0	0	39,3009260	-0,6133676	100	Relative	X			0,0	0,0	78,1	283
9	WAYPOINT	0	0	0	0	39,3009841	-0,6144404	100	Relative	X			0,0	0,0	92,5	274
10	WAYPOINT	0	0	0	0	39,3009468	-0,6158835	100	Relative	X			0,0	0,0	124,2	268
11	WAYPOINT	0	0	0	0	39,3007558	-0,6179319	100	Relative	X			0,0	0,0	126,4	260
12	WAYPOINT	0	0	0	0	39,3003241	-0,6179380	100	Relative	X			0,0	0,0	70,9	227
13	WAYPOINT	0	0	0	0	39,2995022	-0,6182224	100	Relative	X			0,0	0,0	94,6	195
14	WAYPOINT	0	0	0	0	39,2987300	-0,6183940	100	Relative	X			0,0	0,0	87,1	190
15	WAYPOINT	0	0	0	0	39,2981322	-0,6181419	100	Relative	X			0,0	0,0	69,9	162
16	WAYPOINT	0	0	0	0	39,2976714	-0,6170690	100	Relative	X			0,0	0,0	105,6	119
17	WAYPOINT	0	0	0	0	39,2976050	-0,6160122	100	Relative	X			0,0	0,0	91,2	95
18	WAYPOINT	0	0	0	0	39,2976507	-0,6153041	100	Relative	X			0,0	0,0	61,1	85

Figura 6.3: Waypoints de la misión autónoma del *SolarÍO*.

# Capítulo 7

## Conclusiones y futuros trabajos

Para finalizar, como conclusión es importante recalcar diferentes puntos. Primeramente se ha presentado el desarrollo y esfuerzos detrás del diseño y construcción de una aeronave solar como es el *SolarÍO* todo ello desarrollado conjuntamente con procesos de fabricación innovadores como es el hecho de utilizar la fabricación aditiva como principal instrumento para desarrollar los componentes de la aeronave.

En segundo lugar, se ha demostrado de un modo teórico que el vuelo perpetuo es posible en aeronaves de poco peso y se ha llegado a la conclusión con las condiciones establecidas en el desarrollo del modelo conceptual de la aeronave, que para realizar la prueba de vuelo en Junio, conseguir una aeronave con una envergadura de 5.6 m, una relación de aspecto de 18.5 y una masa de la batería de 2.9 kg son las especificaciones que más optimizarían a la aeronave.

El vehículo se basa en la tecnología de batería con mayor densidad de energía disponible públicamente en la actualidad, utiliza módulos solares eficientes pero asequibles e implementa un marco de control de vuelo y estimación de estado diseñado a medida que está optimizado para vehículos aéreos no tripulados que funcionan con energía solar gracias al uso de la placa Pixhawk.

Se realiza también del mismo modo un breve estudio de las impresoras 3D más novedosas que permiten fabricar piezas con un eje z infinito y además se aplica un relleno basado en la forma de giroides que aumenta considerablemente las propiedades mecánicas de las piezas impresas.

Todo esto, se plasma en un modelo real apodado por el nombre de *SolarÍO*, que debido a limitaciones de espacio, económicas y de tiempo se debe realizar un modelo más simple que no cumple con las especificaciones que se determinan en el modelo conceptual. No obstante se construye esta aeronave y se realizan las primeras pruebas de vuelo de un modo satisfactorio.

En lo que se refiere a futuros trabajos, queda pendiente terminar de realizar el vuelo autónomo completo presentado en el Capítulo 6.2 ya que por falta de tiempo no ha sido posible terminar de realizarse. De este modo se podría demostrar de un modo práctico también el hecho de que el vuelo perpetuo es posible. Por último, es importante destacar

lo innovador que ha sido el hecho de utilizar la fabricación aditiva para desarrollar UAV's, con propiedades mecánicas que igualan a la madera de balsa con un peso muy similar y que abren la puerta a la creación de aeronaves más livianas con propiedades mecánicas similares cuando nuevos materiales para la fabricación aditiva sean desarrollados.

# Bibliografía

- [1] R. Boucher. «History of solar flight». En: *20th Joint Propulsion Conference*. 20th Joint Propulsion Conference. Cincinnati, OH, U.S.A.: American Institute of Aeronautics y Astronautics, 11 de jun. de 1984. DOI: [10.2514/6.1984-1429](https://doi.org/10.2514/6.1984-1429). URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.1984-1429> (visitado 24-05-2021).
- [2] R. Boucher. «History of solar flight». En: *20th Joint Propulsion Conference*. 20th Joint Propulsion Conference. Cincinnati, OH, U.S.A.: American Institute of Aeronautics y Astronautics, 11 de jun. de 1984. DOI: [10.2514/6.1984-1429](https://doi.org/10.2514/6.1984-1429). URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.1984-1429> (visitado 20-05-2021).
- [3] Philipp Oettershagen y col. «Robotic technologies for solar-powered UAVs: Fully autonomous updraft-aware aerial sensing for multiday search-and-rescue missions». En: *Journal of Field Robotics* 35.4 (jun. de 2018), págs. 612-640. ISSN: 15564959. DOI: [10.1002/rob.21765](https://doi.org/10.1002/rob.21765). URL: <http://doi.wiley.com/10.1002/rob.21765> (visitado 24-05-2021).
- [4] *Giant Solar-Powered UAVs Are Atmospheric Satellites - IEEE Spectrum*. IEEE Spectrum: Technology, Engineering, and Science News. URL: <https://spectrum.ieee.org/automaton/robotics/drones/giant-solar-powered-uavs-are-atmospheric-satellites> (visitado 02-06-2021).
- [5] *QinetiQ files for three world records*. Aerospace Manufacturing. 24 de ago. de 2010. URL: <https://www.aero-mag.com/qinetiq-files-for-three-world-records/> (visitado 02-06-2021).
- [6] *Sion Power News*. URL: <https://sionpower.com/news/> (visitado 20-05-2021).
- [7] A.J.R. Malaver y col. «Design and flight testing of an integrated solar powered UAV and WSN for remote gas sensing». En: *IEEE Aerospace Conference Proceedings 2015* (5 de jun. de 2015). DOI: [10.1109/AERO.2015.7119209](https://doi.org/10.1109/AERO.2015.7119209).
- [8] A Weider y col. «SunSailor: Solar Powered UAV». En: (), pág. 28.
- [9] *News & Events — UAS UAV Battlefield Drones*. AeroVironment, Inc. URL: <https://www.avinc.com/resources> (visitado 02-06-2021).



- [10] *Industry First: Solar-Electric Silent Falcon™ Prepares for Initial Customer Orders*. Earth Imaging Journal: Remote Sensing, Satellite Images, Satellite Imagery. 9 de abr. de 2015. URL: <https://ejournal.com/news/business-2/industry-first-solar-electric-silent-falcon-prepares-for-initial-customer-orders> (visitado 20-05-2021).
- [11] Scott Morton, Luke Scharber y Nikolaos Papanikolopoulos. «Solar powered unmanned aerial vehicle for continuous flight: Conceptual overview and optimization». En: *2013 IEEE International Conference on Robotics and Automation, ICRA 2013*. 2013 IEEE International Conference on Robotics and Automation, ICRA 2013. 14 de nov. de 2013, págs. 766-771. DOI: [10.1109/ICRA.2013.6630659](https://doi.org/10.1109/ICRA.2013.6630659). URL: <https://experts.umn.edu/en/publications/solar-powered-unmanned-aerial-vehicle-for-continuous-flight-conce> (visitado 20-05-2021).
- [12] Scott Morton, Ruben D'Sa y Nikolaos Papanikolopoulos. «Solar powered UAV: Design and experiments». En: *2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*. 2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Sep. de 2015, págs. 2460-2466. DOI: [10.1109/IROS.2015.7353711](https://doi.org/10.1109/IROS.2015.7353711).
- [13] AC Propulsion Alan Cocconi. *Solong UAV: First solar-powered perpetual flight in history*. 1 de ene. de 2005. URL: <http://archive.org/details/ACPropulsionSolongUAV2005> (visitado 20-05-2021).
- [14] Stefan Leutenegger. «Unmanned Solar Airplanes: Design and Algorithms for Efficient and Robust Autonomous Operation». Artwork Size: 1 Band Medium: application/pdf Pages: 1 Band. Tesis doct. ETH Zurich, 2014. DOI: [10.3929/ETHZ-A-010255301](https://doi.org/10.3929/ETHZ-A-010255301). URL: <http://hdl.handle.net/20.500.11850/90524> (visitado 02-06-2021).
- [15] «Wing Failure Blamed for Crash of Google's Solar-Powered Drone». En: *Bloomberg.com* (29 de ene. de 2016). URL: <https://www.bloomberg.com/news/articles/2016-01-29/wing-failure-blamed-for-crash-of-google-s-solar-powered-drone> (visitado 02-06-2021).
- [16] Darren Orf. *How Facebook Will Keep Its Future Drones From Crashing*. Popular Mechanics. Section: Drones. 16 de dic. de 2016. URL: <https://www.popularmechanics.com/flight/drones/a24354/aquila-drone-facebook/> (visitado 02-06-2021).
- [17] Umair Irfan ClimateWire. *How Lithium Ion Batteries Grounded the Dreamliner*. Scientific American. URL: <https://www.scientificamerican.com/article/how-lithium-ion-batteries-grounded-the-dreamliner/> (visitado 02-06-2021).
- [18] Roland Siegwart y Peter Corke. «Born February 10, 1980 Citizen of Zumholz, Switzerland». En: (), pág. 196.

- [19] Philipp Oettershagen y col. «Perpetual flight with a small solar-powered UAV: Flight results, performance analysis and model validation». En: *2016 IEEE Aerospace Conference*. 2016 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT, USA: IEEE, mar. de 2016, págs. 1-8. ISBN: 978-1-4673-7676-1. DOI: [10.1109/AERO.2016.7500855](https://doi.org/10.1109/AERO.2016.7500855). URL: <http://ieeexplore.ieee.org/document/7500855/> (visitado 20-05-2021).
- [20] Panasonic. *Lithium-Ion Handbook*. 2014. URL: [https://eu.industrial.panasonic.com/sites/default/pidseu/files/downloads/files/panasonic\\_li-ion\\_handbook.pdf](https://eu.industrial.panasonic.com/sites/default/pidseu/files/downloads/files/panasonic_li-ion_handbook.pdf).
- [21] John A Duffie y William A Beckman. «Solar Engineering of Thermal Processes». En: (), pág. 928.
- [22] Stefan Leutenegger, Mathieu Jabas y Roland Y. Siegwart. «Solar Airplane Conceptual Design and Performance Estimation». En: *Journal of Intelligent & Robotic Systems* 61.1 (1 de ene. de 2011), págs. 545-561. ISSN: 1573-0409. DOI: [10.1007/s10846-010-9484-x](https://doi.org/10.1007/s10846-010-9484-x). URL: <https://doi.org/10.1007/s10846-010-9484-x> (visitado 02-06-2021).
- [23] *Polyacrylonitrile - an overview — ScienceDirect Topics*. URL: <https://www.sciencedirect.com/topics/engineering/polyacrylonitrile> (visitado 25-06-2021).
- [24] *Tubos composites curados, de forma redonda y con distintas medidas y materiales. Carbono, vidrio, Kevlar. - ClipCarbono.com*. URL: [https://www.clipcarbono.com/es/252-Tubos\\_redondos\\_de\\_carbono\\_vidrio\\_kevlar](https://www.clipcarbono.com/es/252-Tubos_redondos_de_carbono_vidrio_kevlar) (visitado 22-06-2021).
- [25] *JavaFoil*. URL: <https://www.mh-aerotoools.de/airfoils/javafoil.htm> (visitado 22-06-2021).
- [26] SunPower. *SunPower Maxeon Gen III Solar Cells*. SunPower - United States. 23 de oct. de 2020. URL: <https://us.sunpower.com/solar-resources/sunpower-maxeon-gen-iii-solar-cells> (visitado 10-06-2021).
- [27] *Maximum power point tracking*. En: *Wikipedia*. Page Version ID: 1020271576. 28 de abr. de 2021. URL: [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Maximum\\_power\\_point\\_tracking&oldid=1020271576](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Maximum_power_point_tracking&oldid=1020271576) (visitado 10-06-2021).
- [28] Genasun. *Reliability & efficiency down to a science*. 2018. URL: [file:///C:/Users/Usuario/Zotero/storage/EK6CG8CG/Genasun\\_GV-10\\_Datasheet-ETL-2018.pdf](file:///C:/Users/Usuario/Zotero/storage/EK6CG8CG/Genasun_GV-10_Datasheet-ETL-2018.pdf).
- [29] *[PDF] PX4: A node-based multithreaded open source robotics framework for deeply embedded platforms — Semantic Scholar*. URL: <https://www.semanticscholar.org/paper/PX4%3A-A-node-based-multithreaded-open-source-for-Meier-Honegger/5f47298e5461a9cd29fc69c6393c5a3ad8bfd71a> (visitado 10-06-2021).

- [30] *Módulo GNSS de Precisión CubePilot Here 3*. URL: <https://www.robotshop.com/us/es/modulo-gnss-precision-cubepilot-here-3.html> (visitado 10-06-2021).
- [31] *EMAX ES08MD 13g Mini Metal Digital Servo For RC Model*. Emax. URL: <https://emaxmodel.com/products/emax-es08md-13g-mini-metal-digital-servo-for-rc-model> (visitado 10-06-2021).
- [32] *Dragonlinkrc*. URL: <http://www.dragonlinkrc.com/> (visitado 10-06-2021).
- [33] *HDO2 FPV Drone Racing Goggles - FSV1123*. Fat Shark. URL: <http://www.fatshark.com/product/hdo2/> (visitado 10-06-2021).
- [34] *Foxeer T-Rex Mini 1500TVL 6ms Low Latency Super WDR FPV Camera*. URL: <https://www.foxeer.com/foxeer-t-rex-mini-1500tv1-6ms-low-latency-super-wdr-fpv-camera-g-314> (visitado 10-06-2021).
- [35] *Kit Tarot Tx/Rx Video 1.2 / 1.3Ghz 600mW*. UNMANNED TECHNOLOGY SL. URL: <https://rc-innovations.es/transmisor-receptor-video-1.2ghz-1.3ghz-600mw-tarotrc-tl300n5> (visitado 10-06-2021).
- [36] URL: <http://www.dualsky.com/motor/67f3bf8a-9b1d-266d-41e6-8960fc50f8ee.shtml> (visitado 13-06-2021).
- [37] *Platinum 80A V4 Aircraft Systems*. HOBBYWING TECHNOLOGY CO., LTD. -. URL: [https://www.hobbywing.com/goods.php?id=509&filter\\_attr=6345.6346](https://www.hobbywing.com/goods.php?id=509&filter_attr=6345.6346) (visitado 13-06-2021).
- [38] *Helice plegable CAMCarbon 11 x 8*. URL: <https://rcmadrid.com/aeronaut-plegable/5201-helice-plegable-camcarbon-11-x-8.html> (visitado 22-06-2021).
- [39] *A Review of Additive Manufacturing*. URL: <https://www.hindawi.com/journals/isrn/2012/208760/> (visitado 22-06-2021).
- [40] *Recent Developments in Fused Deposition Modeling-Based 3D Printing of Polymers and Their Composites: Polymer Reviews: Vol 59, No 4*. URL: <https://www.tandfonline.com/doi/full/10.1080/15583724.2019.1597883> (visitado 22-06-2021).
- [41] *Integrating 3D Printing into Teaching and Learning: Practitioners' Perspectives*. Publication Title: Integrating 3D Printing into Teaching and Learning. Brill, 20 de ene. de 2020. ISBN: 978-90-04-41513-3. URL: <https://brill.com/view/title/54838> (visitado 29-06-2021).
- [42] *Novel 4-Axis 3D Printing Process to Print Overhangs Without Support Material*. springerprofessional.de. URL: <https://www.springerprofessional.de/en/novel->

- [4-axis-3d-printing-process-to-print-overhangs-without-supply/18333758](#)  
(visitado 27-06-2021).
- [43] Josef Prusa Prusa Polymers. *Technical Data Sheet Prusament PLA*. 20 de sep. de 2018.
- [44] *Varilla para Cometa de Cometa de carbono 6 mm x 170 cm Orao — Decathlon*. URL: [https://www.decathlon.es/es/p/varilla-para-cometa-de-cometa-de-carbono-6-mm-x-170-cm/\\_/R-p-161071?mc=8364046](https://www.decathlon.es/es/p/varilla-para-cometa-de-cometa-de-carbono-6-mm-x-170-cm/_/R-p-161071?mc=8364046) (visitado 22-06-2021).
- [45] *TAMU SAE Aero Design*. TAMU SAE AERO DESIGN. URL: <https://www.tamusae-aero.org> (visitado 27-06-2021).
- [46] Comisión Europea. *REGLAMENTO DE EJECUCIÓN (UE) 2019/947 DE LA COMISIÓN*. 24 de mayo de 2019. URL: <https://www.boe.es/doue/2019/152/L00045-00071.pdf>.
- [47] *Mission Planner Home — Mission Planner documentation*. URL: <https://ardupilot.org/planner/> (visitado 22-06-2021).
- [48] *BOE.es - BOE-A-2018-14164 Resolución 330/38255/2018, de 28 de septiembre, de la Dirección General de Asuntos Económicos, por la que se aprueban las tarifas de Ingeniería de Sistemas para la Defensa de España SA, S.M.E., M.P.* URL: [https://www.boe.es/diario\\_boe/txt.php?id=BOE-A-2018-14164](https://www.boe.es/diario_boe/txt.php?id=BOE-A-2018-14164) (visitado 27-06-2021).

# Capítulo 8

## Anexos

### 8.1. Pliego de prescripciones técnicas

#### 8.1.1. Ámbito de aplicación

Las cláusulas de este pliego son aplicables al proyecto de avión solar *SolarÍO* objeto del presente Trabajo Fin de Grado. Este proyecto tiene por objeto la construcción y montaje de un avión solar no tripulado impreso para la realización de pruebas de I+D.

El presente Pliego de Prescripciones Técnicas Particulares constituye un conjunto de instrucciones que deben regir y aplicarse al presente Proyecto. Contiene las condiciones técnicas normalizadas referentes a los materiales y equipos a utilizar, el modo de ejecución, los agentes implicados. Es importante mencionar que se trata de un prototipo no comercializable y por lo tanto muchos de sus componentes están en fase de desarrollo y no es posible encontrarlos de manera comercial

#### 8.1.2. Condiciones de vuelo

Antes de volar la aeronave, se deberá dar de alta en la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA). El vuelo de la aeronave se realizará en un aeródromo con las autorizaciones pertinentes y con los seguros necesarios para este tipo de actividad. El vuelo lo realizará un piloto con titulación oficial, licencia en activo y con un seguro de accidentes en vigor. La aeronave en ningún momento podrá abandonar la zona de visión del piloto y no superará los 120 m de altura de vuelo.

El presente Pliego de Prescripciones Técnicas Particulares constituye un conjunto de instrucciones que deben regir y aplicarse al presente Proyecto. Contiene las condiciones técnicas normalizadas referentes a los materiales y equipos a utilizar, el modo de ejecución, los agentes implicados. Es importante mencionar que se trata de un prototipo no comercializable y por lo tanto muchos de sus componentes están en fase de desarrollo y no es posible encontrarlos de manera comercial

### 8.1.3. Condiciones de vuelo

Antes de volar la aeronave, se deberá dar de alta en la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA). El vuelo de la aeronave se realizará en un aeródromo con las autorizaciones pertinentes y con los seguros necesarios para este tipo de actividad. El vuelo lo realizará un piloto con titulación oficial, licencia en activo y con un seguro de accidentes en vigor. La aeronave en ningún momento podrá abandonar la zona de visión del piloto y no superará los 120 m de altura de vuelo.

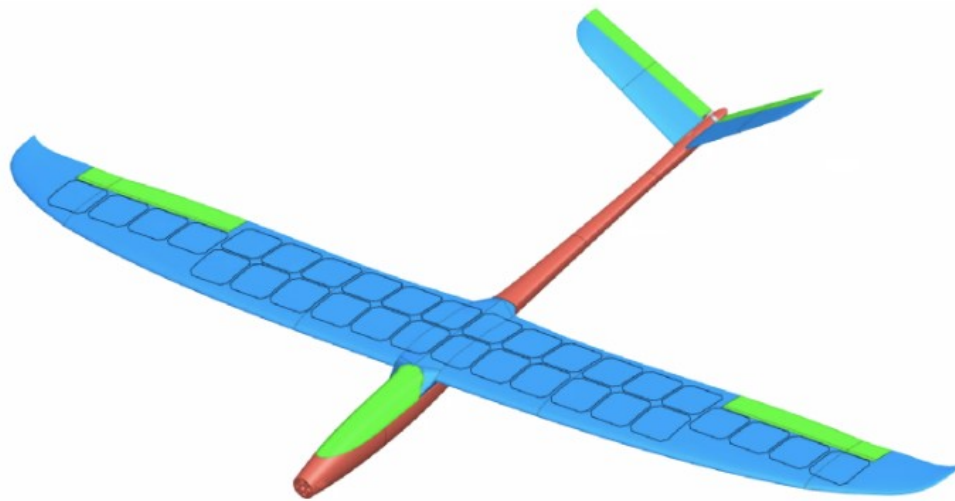


Figura 8.1: *SolarÍO*.

### 8.1.4. Descripción

El avión *SolarÍO*. está diseñado para realizar vuelos autónomos de larga duración gracias a que incorpora 36 paneles solares de alta eficiencia. Fue diseñado en el año 2021 por el estudiante César García en la ciudad de Valencia (España). Se han realizado vuelos de prueba con aviones de geometría similar, tanto en dimensiones como en peso, pero el avión *SolarÍO*. todavía no se ha probado en campo de vuelo, por lo que su diseño se encuentra en fase de validación. Se espera tener las primeras unidades fabricadas a finales del 2021, junto con las primeras pruebas de vuelo. Se tiene previsto que el avión haga una prueba de vuelo de 12 horas ininterrumpidas en el aeródromo de Llombai en junio de 2022. El avión está equipado de un sistema de control que le permite el vuelo autónomo con el consumo de la mínima energía de vuelo.

Por desgracia, la fabricación comercial de este diseño no va a ser posible debido a que la estructura del avión se queda relativamente pesada debido al material aportado en el proceso de fabricación aditiva. Hoy en día, no es posible fabricar un avión de estas características con propiedades mecánicas mejores a la fabricación convencional con el mismo peso. En cualquier caso, se ha demostrado que el proceso de conformado por deposición fundida es una alternativa posible a la fabricación de aeronaves y que será uno de los campos tecnológicos donde se va a avanzar mucho en los próximos años.

El modelo impreso del avión *SolarÍO* permite el entrenamiento de pilotos para la navegación autónoma y sostenible. Es un diseño que vuela de manera muy noble, ya que su geometría es muy estable. El avión no necesita de ángulo de diedro para ser estable y tiene una penetración muy buena. El avión necesita ser pilotado por personal adiestrado y con una mínima experiencia de vuelo, como mínimo de 100horas de vuelo.

Este modelo está diseñado para pilotos experimentados. Es un glider particularmente fuerte en vuelo y sus placas solares le permiten realizar vuelos prácticamente perpetuos. El material es lo suficientemente rígido para poder ser transportado sin especiales medidas de protección. Con la impresión 3D podemos tener un modelo al menos tan eficiente como un planeador equivalente construido con técnicas tradicionales.

Es un modelo acrobático: su masa permite un vuelo acrobático agresivo a altas velocidades. A pesar de su peso, también es capaz de tener un buen rendimiento en vuelo térmico. El avión *SolarÍO* no dispone de flaps para aumentar la superficie reservada para las placas solares, por lo que el aterrizaje hay que hacerlo con precaución. La velocidad de pérdida es relativamente baja, pero hay que tener cuidado con la entrada en pérdida en giros bruscos, ya que puede ser fatal. No se recomienda realizar giros a velocidad inferior a 20 km/hora.

La impresión tarda unas 7 días, que es mucho tiempo. Este tiempo se puede reducir considerablemente si se utiliza una boquilla de mayor diámetro. Se ha utilizado una boquilla de 0,4mm, pero se pueden usar de 0,8mm ó 10mm. En estos casos, habría que tener especial precaución de que el peso de la aeronave se incremente. En este proyecto se ha utilizado una impresora de Z infinita por lo que el avión *SolarÍO* está compuesto sólo por cuatro piezas; dos alas, el fuselaje y el canopy. Este tipo de impresoras evita el pegado de piezas y los errores derivados de un pegado incorrecto. Además, simplifica mucho el ensamblado del avión. El tamaño de cada una de las piezas es de un máximo de 1800mm, lo que permite su transporte en un vehículo convencional. Si están disponibles, se pueden utilizar varias impresoras para una producción más rápida. Una vez que se imprimen todas las piezas, un ensamblaje básico toma solo un par de minutos. El modelo ha sido diseñado para requerir un tiempo de montaje mínimo: no se requiere recubrimiento adicional de fibra de vidrio, pintura ni bisagras, pero se puede lograr una pintura suave y agradable con lijado. El avión *SolarÍO* puede equiparse con un gancho de remolque para ahorrar batería en el momento del despegue.

*SolarÍO*, al ser un modelo acrobático, es más pesado que un planeador convencional en casi dos kilogramos, debido a los materiales utilizados en su fabricación y a la electrónica necesaria para la gestión de la navegación autónoma y la energía solar. Este exceso de peso le dota al avión de inercia que puede ser empleada en ciertas maniobras, se puede reducir el peso del avión usando como material de impresión LW-PLA y mejorar el vuelo térmico.

El avión no debe dejarse bajo la luz solar durante tiempo prolongado bajo ninguna circunstancia ya que se podría deformar el avión.

Características de la aeronave:

- Alas reforzadas con dos tubos de fibra de carbono de 8mm de diámetro y dos tubos



de 15mm de diámetro. Los tubos de 8mm recorren la mayor parte de la envergadura del avión, mientras que los de 15mm de diámetro refuerzan solamente el primer tercio del ala. Los tubos de 15mm de diámetro atraviesan el fuselaje y parcialmente ambas alas. Los tubos de 8mm de diámetro no atraviesan el fuselaje y sólo están en el interior de una de las alas.

- Fuselaje reforzado con un tubo de 8mm de diámetro de fibra de carbono.
- Se necesitan bisagras para el movimiento de los alerones.
- Se necesita un servo en cada una de las alas con un par mínimo de 5 kgm.
- Se necesitan dos servos para el control del empenaje de cola en V.

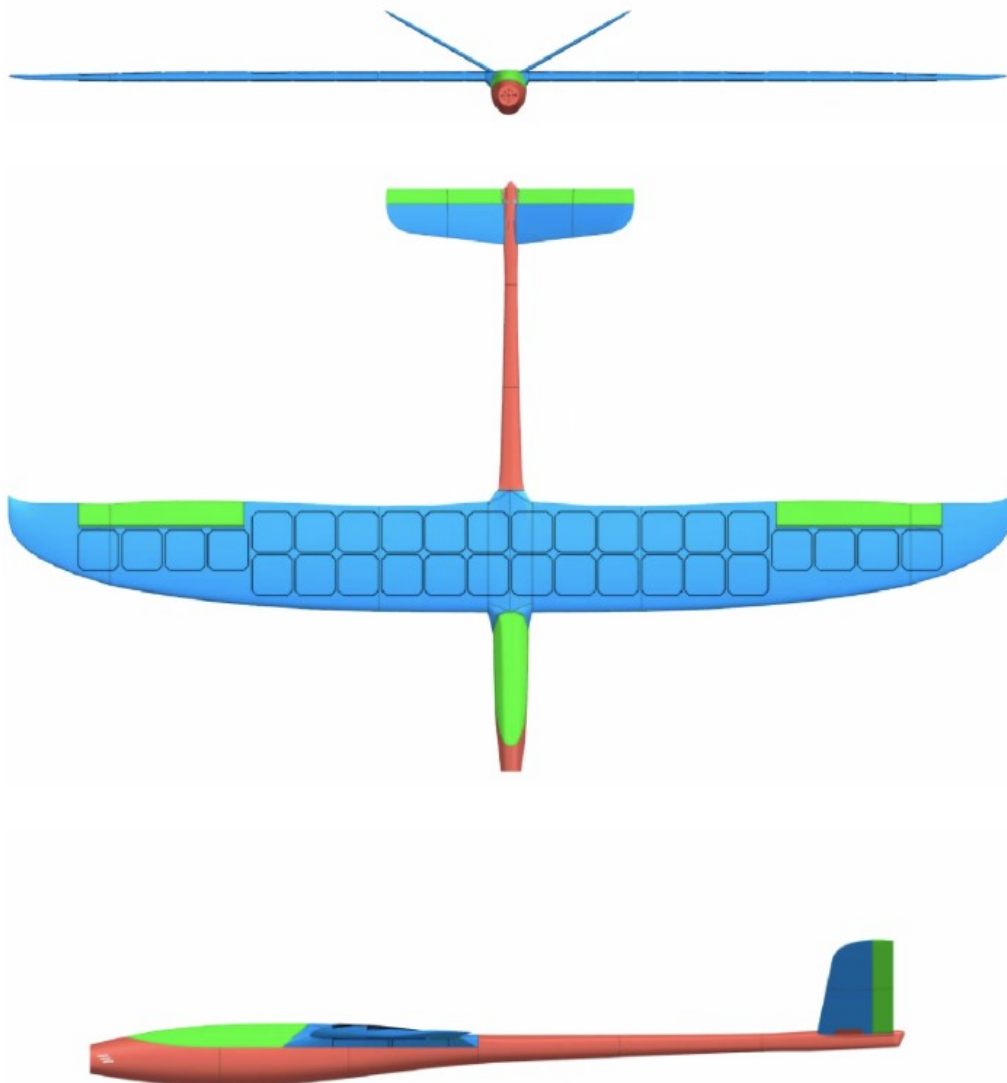


Figura 8.2: 3 vistas del *SolarÍO*.

### 8.1.5. Equipamiento Solar

36 placas solares de alto rendimiento Maxeon® Gen 3 High Efficiency Solar Cell como las que se pueden apreciar en la Figura 8.3



Figura 8.3: Placas solares de la marca Maxeon.

Las celdas deben ser pegadas a un sustrato de policarbonato y pegadas a éste. Se recomienda utilizar film de encuadernar industrial que lleva incorporado adhesivo que se activa térmicamente. El pegado debe realizarse con la ayuda de una plancha casera y se debe tener mucha precaución de que no se queden burbujas de aire atrapadas. En caso de observarse burbujas, se deberán pinchar con una aguja y volver a aplicar calor y presión.

Una vez puestas las celdas en el sustrato se procede a la soldadura de sus bornes en serie. Cada una de las celdas genera aproximadamente 0,5 Voltios, por lo que tendremos un total de 18V, suficiente para cargar una batería Lipo de 3 segmentos.

A continuación, las celdas se pegan al intradós del ala con la ayuda de adhesivo. Para un pegado homogéneo se recomienda utilizar una plantilla con el perfil alar del intradós del ala, esta plantilla se puede cortar con una cortadora por hilo caliente en espuma.

El módulo MPPT controla la carga. Se escoge el modelo de Genasun GV-10 que se puede apreciar en la Figura 8.4

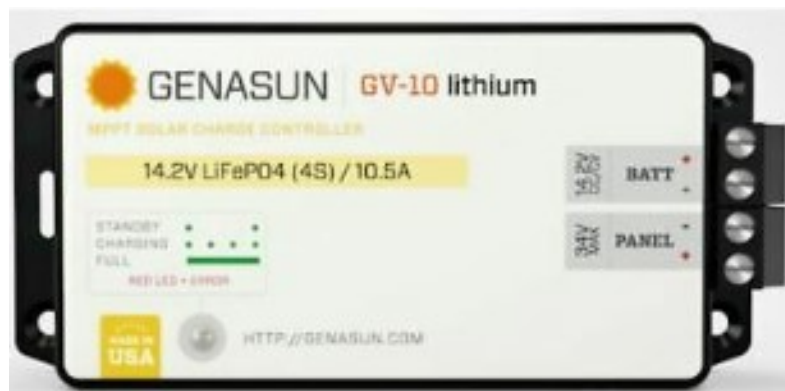


Figura 8.4: Regulador MPPT.

El GV-10 permite el trabajo continuo de los paneles solares en su punto de máxima eficiencia. Tiene un consumo muy reducido de tan solo 0,9 mA, el GV-10.

El montaje del motor y el variador es el convencional para estas aeronaves. El montaje de todos los componentes relacionados con la gestión de la potencia del avión se muestra en la Figura 8.5:

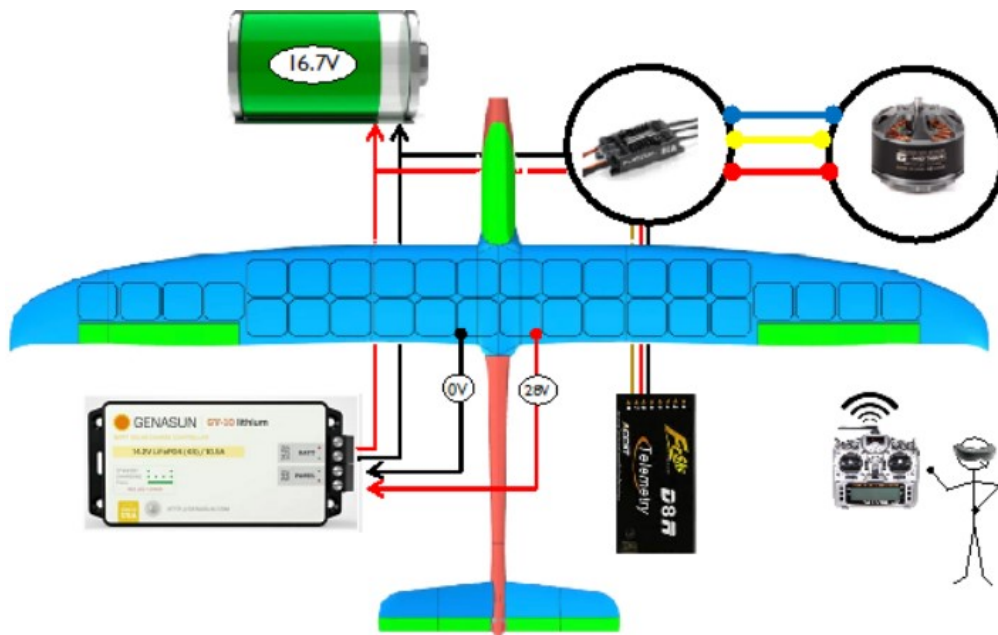


Figura 8.5: Montaje de todos los componentes del *SolarÍO*.

### 8.1.6. Instrucciones de montaje

No es necesario realizar ningún pegado entre piezas si se utiliza la impresora BlackBelt o similar. Si se imprime con una impresora convencional, habrá que pegar las piezas con cianocrilato, lijando previamente las superficies a pegar con una lija fina.

Para el correcto montaje se debe verificar que los largueros de carbono se deslizan con facilidad dentro de las alas. Si es necesario, utilice un alambre de acero de 8mm en un taladro con punta afilada para limpiar las carcasas si es necesario. Cuidado, no derretir la pieza por el calor generado por la fricción.

En caso de haber utilizado una impresora de tamaño reducido, se deberán lijar ligeramente las superficies de unión, verificar que los pasadores de alineación encajen bien con la otra parte, cortarla con una cuchilla si es necesario, luego unir las partes con pegamento CA. Asegurar que se usa suficiente pegamento, cualquier exceso se lijará de todos modos. Dejar curar el pegamento el tiempo suficiente y usar un acelerador del curado una vez alineadas las piezas a unir. No poner CA en las bayonetas.

### 8.1.7. Pegado de los largueros

Rascar la superficie de las bayonetas de carbón con papel abrasivo para mejorar la unión. También puede ayudar a insertar los largueros de carbono en el ala si la ranura está demasiado ajustada. Verificar que el larguero se mueve fácilmente dentro de la carcasa en el ala ensamblada antes de pegar. Si es necesario, limpie la carcasa con un alambre de acero de 8 mm montado en un taladro para ajustar el diámetro.

El larguero hay que unirlo con resina epoxi de curado lento. Impregnar el larguero con resina, verter suavemente de 5 a 10 g de resina en las carcasas de los largueros. Sostenga el ala verticalmente para que la resina fluya por todo el ala. Por último, inserte ambos largueros de carbono, manteniendo 5 mm de longitud adicional desde el lado exterior para que quepan en la punta del ala. Limpiar el exceso de resina.

Finalmente hacer un lijado a todas las superficies de las alas y del fuselaje con una lija fina de 800. Este lijado dejará una superficie más homogénea y favorece un pintado posterior si fuera necesario.

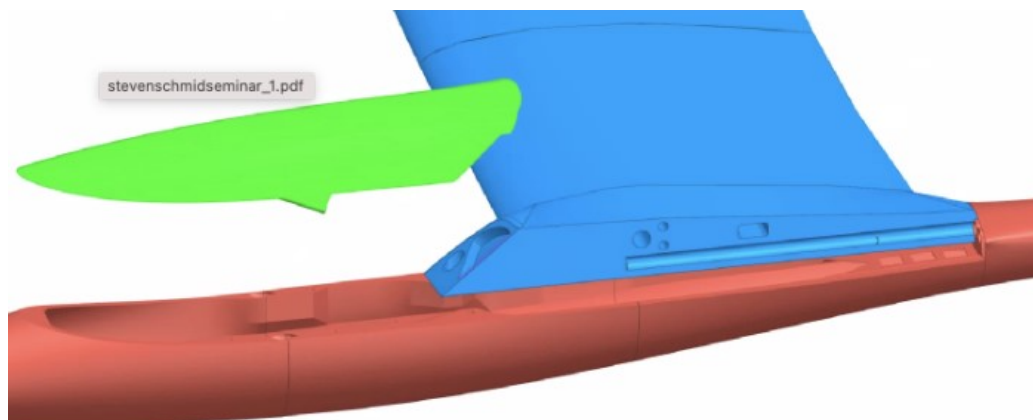


Figura 8.6: Imagen en detalle de una parte del ensamblaje del *SolarÍO*.

### 8.1.8. Estabilizador horizontal

El diseño del empenaje de cola es en V. Cada una de las mitades del empenaje de cola está formada por el estabilizador principal y por el correspondiente alerón. En ambos se recomienda imprimierlos en una en una única pieza. El empenaje de cola se pega con CA al fuselaje del avión.

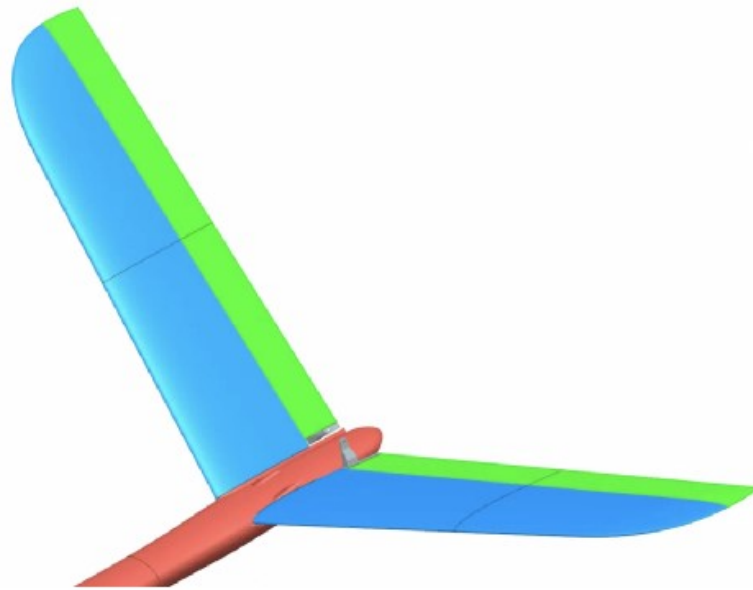


Figura 8.7: Imagen en detalle del estabilizador horizontal del *SolarÍO*.

### 8.1.9. Fuselaje

El fuselaje se recomienda fabricar en una única pieza, tal y como se muestra en la figura:



Figura 8.8: Imagen en detalle del fuselaje del *SolarÍO*.

En la parte posterior del fuselaje se coloca una bayoneta de refuerzo de 8mm de diámetro y 1 mm de espesor. Esta bayoneta también sirve para anclar el ala al fuselaje.

La única operación necesaria a realizar sobre el fuselaje es la preparación de la rosca M8 donde se atornillan las alas del avión. Es posible utilizar un macho de roscar para hacer el mecanizado sobre el fuselaje directamente, pero se recomienda insertar una rosca de metal en el alojamiento que evitará el desgaste de la rosca con los sucesivos ensamblajes.

El fuselaje está dotado de tubos de conexión para los mandos del avión. Estos tubos están saliendo cerrados de la impresión por lo que es necesario abrirlos con un cutter para poder pasar las varillas de acero de los mandos del empenaje de cola. Al tratarse de una cola en V es necesario dos varillas de control, en este caso las varillas son de acero de diámetro 2 mm y una longitud de 750 mm.

### **8.1.10. Alerones**

Los alerones se mueven por la acción de un servomotor posicionado en cada ala. Como el ala tiene suficiente espesor, se pueden colocar servos planos o bien los tradicionales. En cualquier caso el par mínimo de los servomotores es de 5 kgm.

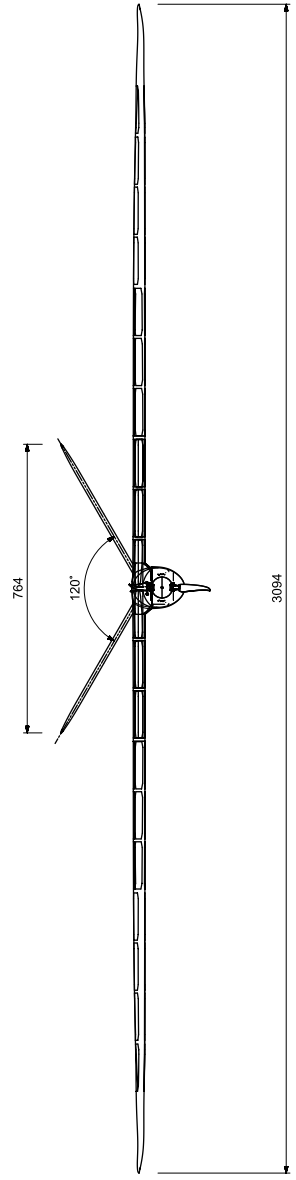
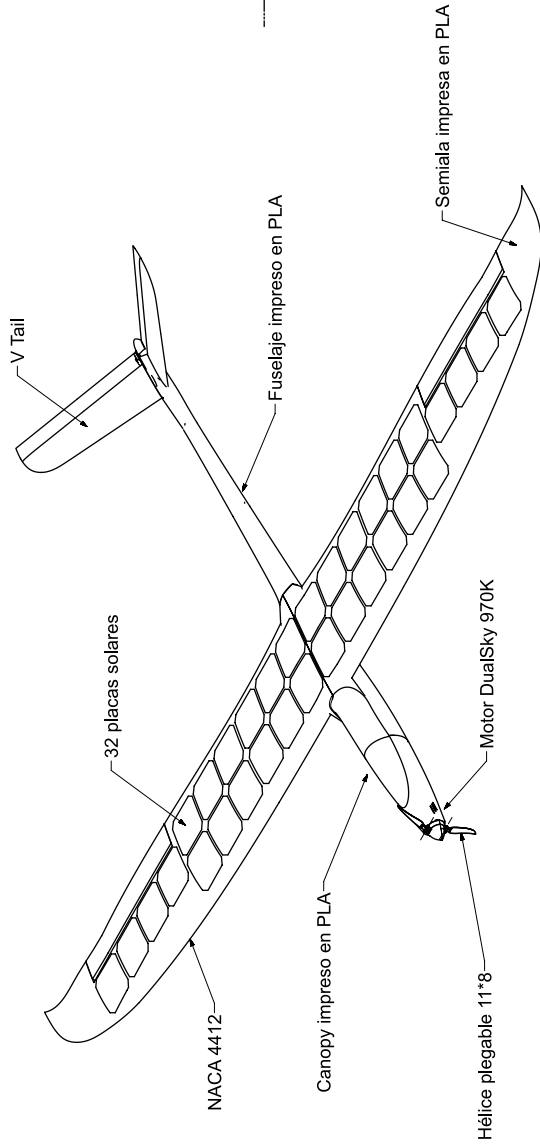
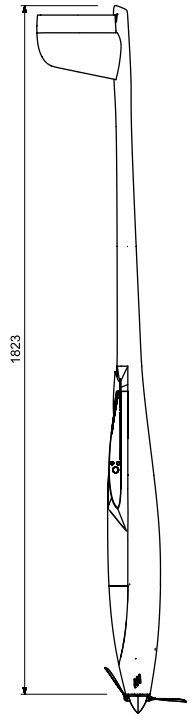
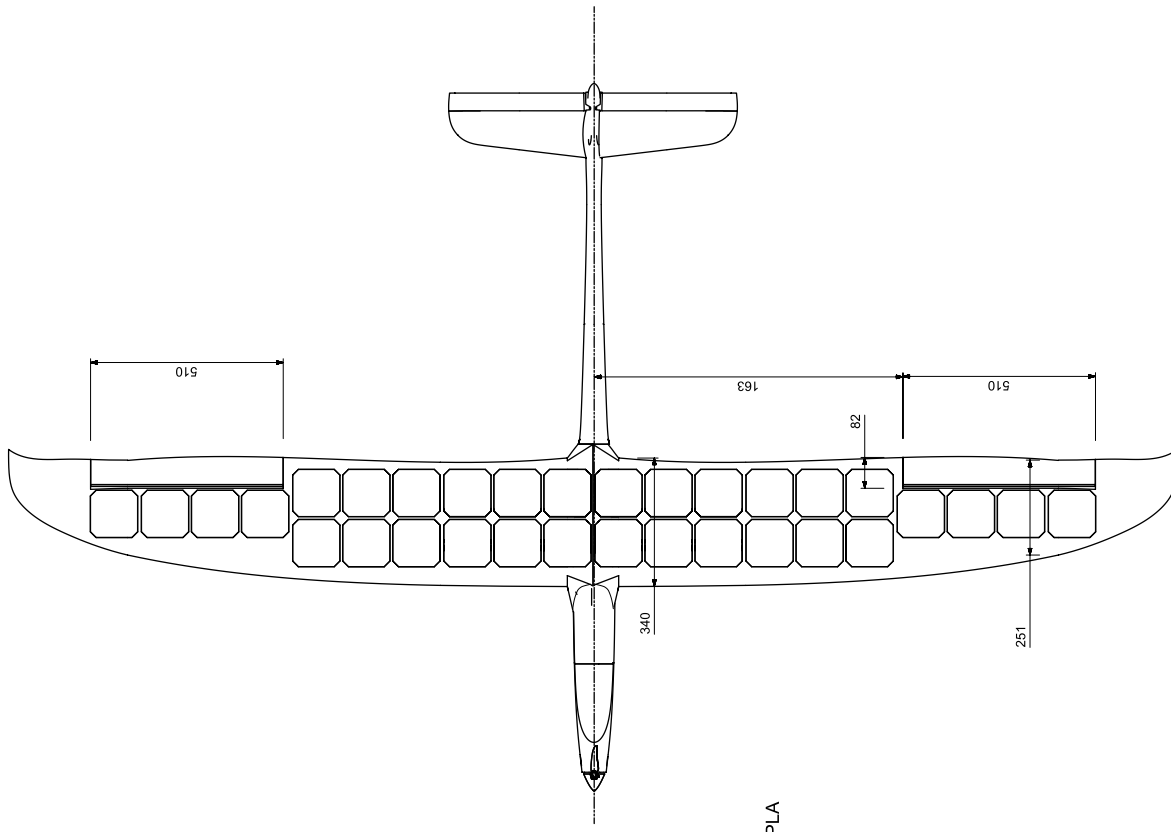
Los servos comunican el movimiento a través de una varilla de acero de 2mm de diámetro y una longitud de 100mm. Se recomienda usar varilla de cuerda de piano para evitar el pandeo de ésta durante el vuelo.

### **8.1.11. Canopy**

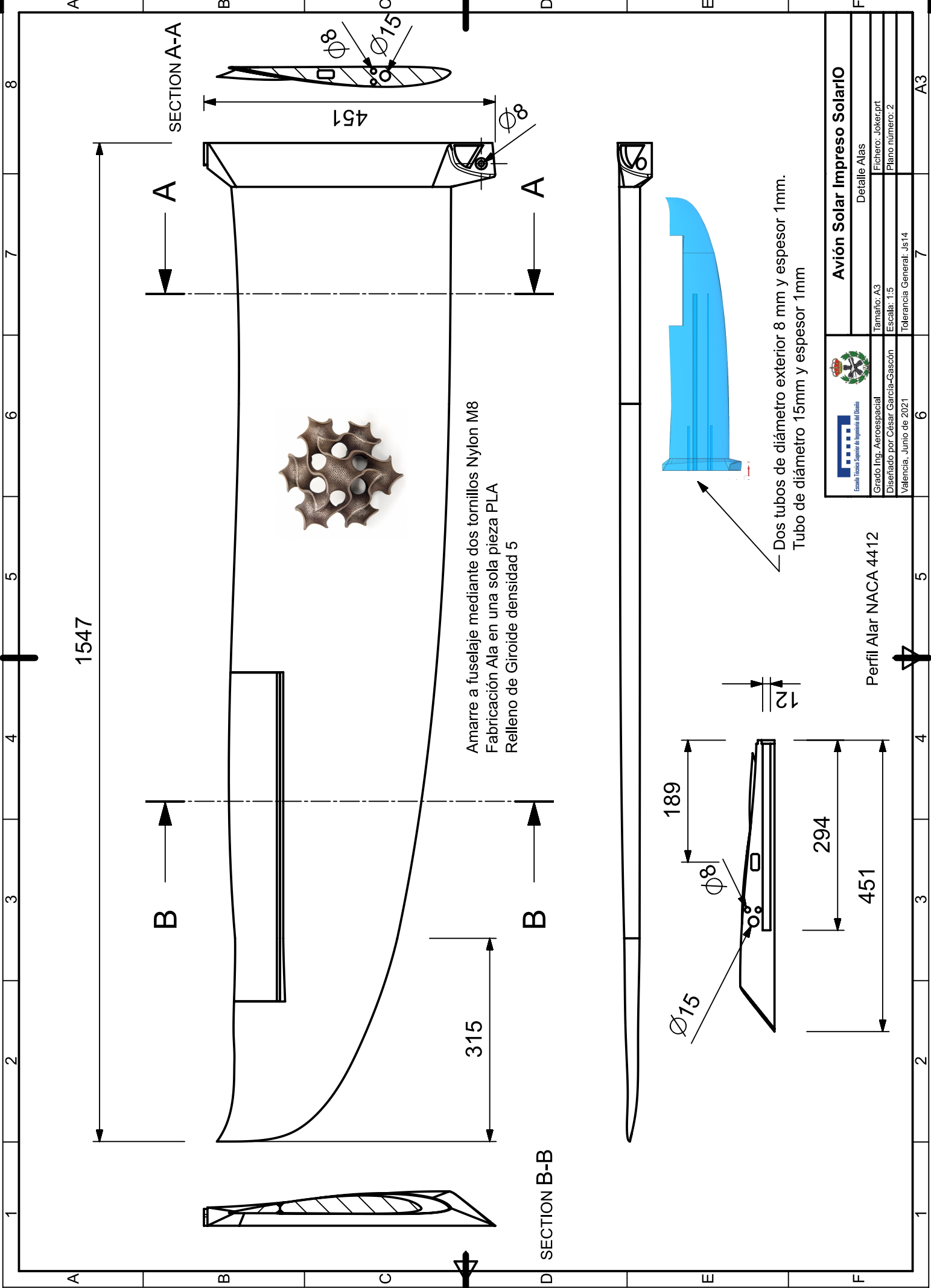
Esta pieza no tiene ninguna dificultad en cuanto a su fabricación. Hay que asegurar que desliza correctamente en las ranuras del fuselaje, en caso de que no deslice habrá que lijar un poco las superficies.

## **8.2. Planos**





Peso: 4500gr  
 Superficie Alar: 2.4 m<sup>2</sup>  
 Carga Alar:  
 Perfil: Naca 4412  
 Centro de gravedad: 100mm desde borde ataque en raiz



1547

B

A

SECTION A-A

451

Amarre a fuselaje mediante dos tornillos Nylon M8  
 Fabricación Ala en una sola pieza PLA  
 Relleno de Giroide densidad 5

315

B

A

SECTION B-B

189

Ø15

Ø8

294

451

Dos tubos de diámetro exterior 8 mm y espesor 1mm.  
 Tubo de diámetro 15mm y espesor 1mm



Avión Solar Impreso Solarlo

Detalle Alas

Tamaño: A3

Fichero: Joker.prt

Escala: 1:5

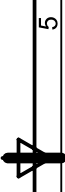
Plano número: 2

Tolerancia General: Js14

7

A3

Perfil Alar NACA 4412



3

2

1

4

5

6

7

1

2

3

4

5

6

7

8

A

B

C

D

E

F

A

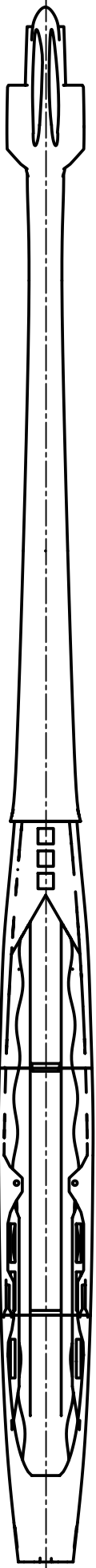
B

C

D

E

F



C

C

868

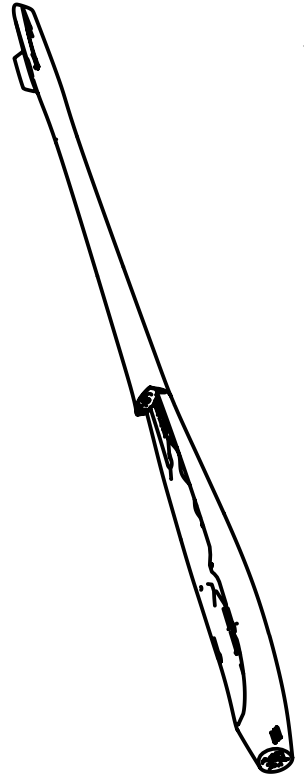
790

64

1823

Tubo de carbono 8mm

SECTION C-C



Avión Solar Impreso Solarlo

Detalle Fuselaje

Tamaño: A3

Fichero: Jokea.prt

Plano número: 4

Grado Ing. Aeroespacial

Diseñado por César García-Gascón

Escala: 1:20

Tolerancia General: Js14

7

6

5

4

3

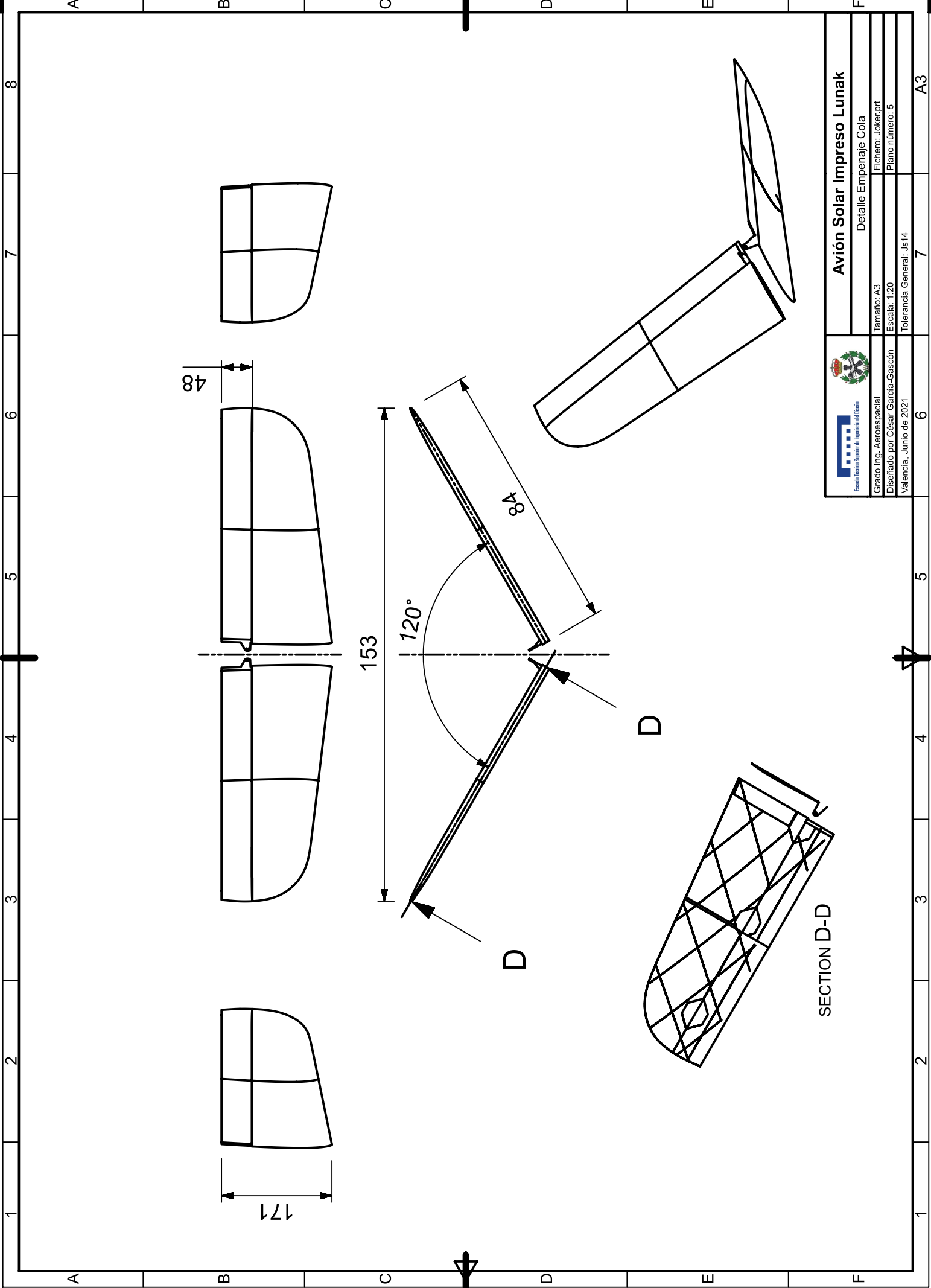
2

1

A3

8 7 6 5 4 3 2 1

A A B B C C D D E E F F



Grado Ing. Aeroespacial  
 Diseñado por César García-Gascón  
 Valencia, Junio de 2021

**Avión Solar Impreso Lunak**  
 Detalle Empenaje Cola

Tamaño: A3  
 Fichero: Jokea.prt  
 Plano número: 5  
 Tolerancia General: Js14

SECTION D-D

A

B

C

D

E

F

8

7

6

5

4

3

2

1

A

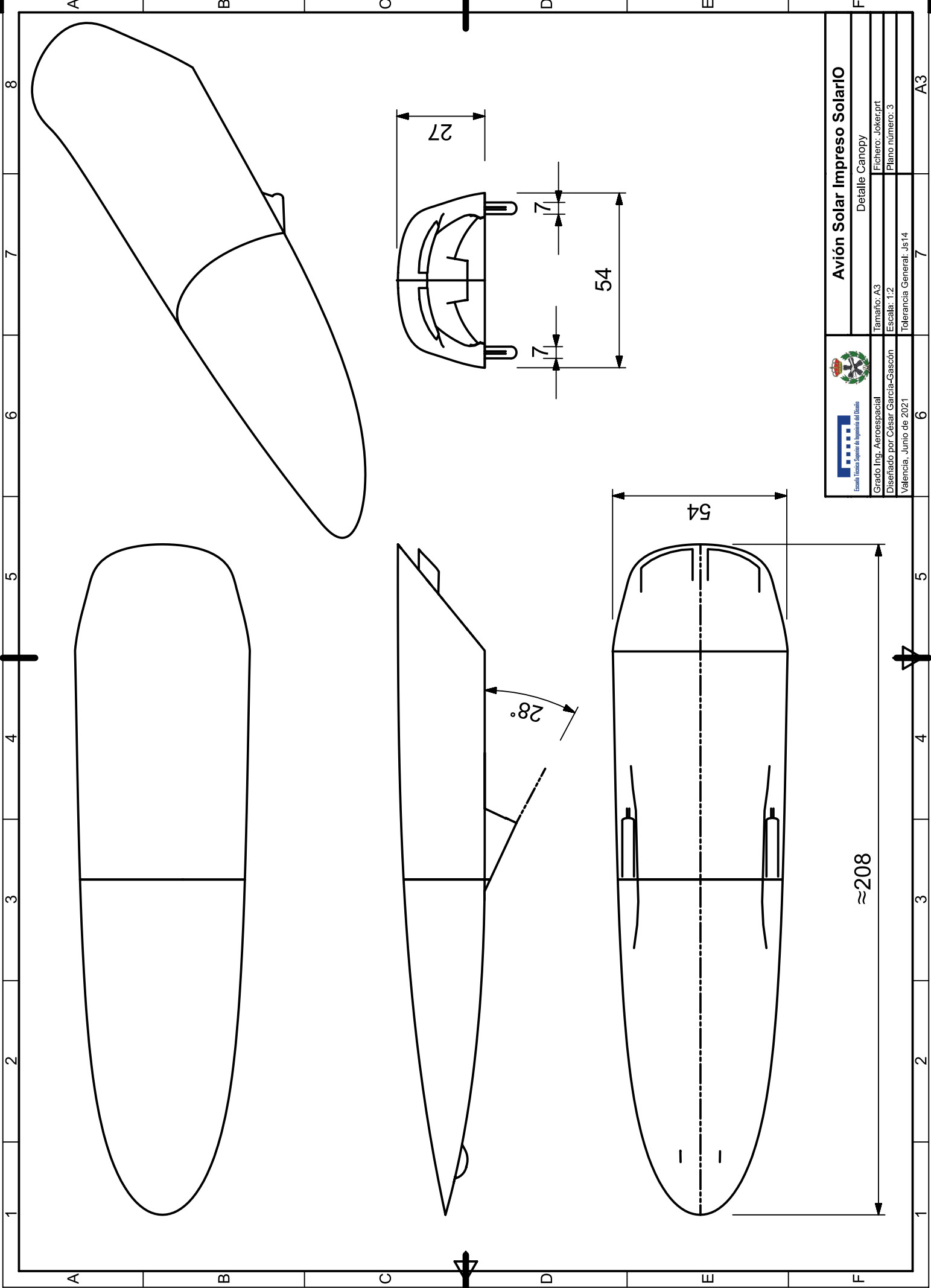
B

C

D

E

F



<b>Avión Solar Impreso Solarlo</b>	
Detalle Canopy	
Tamaño: A3	Fichero: Joker.prt
Escala: 1:2	Plano número: 3
Tolerancia General: Js14	
6	7
A3	

≈208



### 8.3. Presupuesto

A lo largo de esta sección se realiza un estudio económico para conocer cuál es el coste aproximado de la realización del proyecto. Se ha dividido en 3 bloques, aquellos costes asociados al proceso de diseño e ingeniería, al proceso de compra de materiales y por último a las horas de fabricación y pruebas de vuelo. Los datos sobre los costes han sido consultados en el BOE [48].

#### 8.3.1. Costes de diseño e ingeniería.

Concepto	Cantidad (h)	Precio unitario (€/hora)	Precio total (€)
<b>Ingeniería</b>	470	41.27	19396.9
<b>Director del proyecto</b>	30	92.58	2777.4
<b>Licencias SIEMENS NX</b>	150	5	750
<b>Licencias MATLAB</b>	50	5	250
<b>Total</b>			23174.3
<b>Total (IVA 21 %)</b>			28040.903

Tabla 8.1: Costes asociados al proceso de diseño e ingeniería

#### 8.3.2. Costes asociados a la amortización de los materiales.

Estos costes se asocian al valor que pierden ciertos elementos usados como es el ordenador o la impresora BlackBelt por las horas de uso que se han tenido que dar para llevar adelante el proyecto *SolarÍO*.

	Cantidad	Precio unitario (€)	Vida útil (h)	Tiempo de uso
<b>Impresora 3D BlackBelt</b>	1	12341	52560	4320
<b>Ordenador</b>	1	1400	87600	1500

Tabla 8.2: Tiempos de uso para calcular la amortización.

	Amortización (%)	Amortización (€)
<b>Impresora 3D BlackBelt</b>	8.22	1014.33
<b>Ordenador</b>	1.71	23.97
<b>Total</b>		1038.30

Tabla 8.3: Costes asociados al desgaste de los materiales por su uso.



### 8.3.3. Costes de material.

En esta sección se hace un listado de todos los materiales necesarios para la realización de este proyecto.

Descripción	Cantidad	Precio Unitario (€)	Precio total (€)
Rollo de material	4	15.26	61.02
Placas Solares	32	1.72	55.01
Regulador MPPT	1	119.83	119.83
Pixhawk PX4	1	99.17	99.17
GPS	1	126.45	126.45
Servos Emax	6	6.61	39.67
DragonLink	1	247.93	247.93
FatShark HDO2	1	386.31	386.31
Foxeer T-Rex Mini	1	37.58	37.58
Emisor de video tarot	1	78.51	78.51
Batería quantum	3	47.93	143.80
Motor Dualsky	1	67.76	67.76
Variador Hobbywing	1	26.86	26.86
Hélice	1	4.05	4.05
Costes gastos de envíos	1	165.29	165.29
<b>Total</b>			1659.25
<b>Total (IVA 21 %)</b>			2007.69

Tabla 8.4: Precio de todos los elementos necesarios a comprar para realizar el proyecto.

### 8.3.4. Costes de horas de Fabricación y vuelos.

En esta sección se desglosan los precios de las horas de fabricación y de vuelos. El precio de las horas de vuelo es la tasa personal cobrada por el piloto, que también es el autor de este TFG.

Concepto	Cantidad (h)	Precio unitario (€/hora)	Precio total (€)
Horas de Fabricación	40	41.27	1650.8
Horas de Vuelo	48	70	3360
Horas de impresión	200	5	1000
<b>Total</b>			6010.8
<b>Total (IVA 21 %)</b>			7273.07

Tabla 8.5: Costes asociados a la fabricación y horas de vuelo.

### 8.3.5. Costes totales

Concepto	Importe (€)
Costes de ingeniería y diseño	28040.90
Costes de materiales	2007.69
Costes de amortización	1038.30
Costes de fabricación y vuelos	7273.07
<b>Costes totales</b>	<b>38359.96</b>

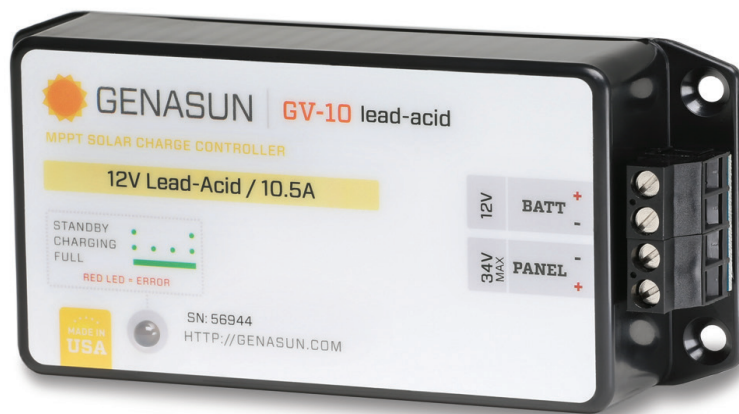
Tabla 8.6: Costes totales de la realización del proyecto.

*Por tanto, el precio total para llevar a cabo el proyecto del SolarÍO es de 38359.96 €, donde se encontraría tanto los costes de los ingenieros, costes de fabricación, costes de diseño, horas de vuelo y el coste de todos los materiales necesarios.*

# Reliability & efficiency down to a science.

Marine | RV | Industrial | Military | Street Lighting | Off-Grid

You paid for 140 Watts. Get your money's worth with Genasun. With the Genasun GV-10 MPPT controller, continuous power is yours for the taking. The only 10.5A 140W MPPT solar charge controller on the market today, the GV-10 extracts more power from any given panel than a PWM controller. And though PWMs may offer a lower controller cost, Genasun MPPT controller delivers more power – reducing the cost per watt by 10-30% and giving you more bang for your buck.



**GV-10**

**10.5A @ 12V MPPT 140W**

98% peak efficiency •

Built-in fuse •

Excellent low-light performance •

Ultra-fast true MPP Tracking •

Compact for easy installation •

No fans. No relays •

Take advantage of Genasun's advanced MPPT technology and enjoy more reliable power from smaller panels.



**+10%**

additional power  
in the summer.  
No panel is too  
hot to handle.



**+30%**

more power on  
those shorter,  
colder winter days.



**+50%**

increase in  
energy harvest  
from partially  
shaded panels.

Typical power gains from Genasun MPPT controllers vs the best PWM controllers available.



[www.genasun.com](http://www.genasun.com) Sold through Blue Sky Energy  
(760) 597-1642 [sales@blueskyenergyinc.com](mailto:sales@blueskyenergyinc.com)

# Specifications:

## GV-10-Pb-12V

## GV-10-Li-\*\*\*.V

Maximum Recommended Panel Power:	140W		GV-10-Li-12.5V	120W
			GV-10-Li-14.2V	140W
			GV-10-Li-16.7V	160W
Rated Battery (Output) Current:	10.5A		10.5A	
Nominal Battery Voltage:	12V		N/A	
Max Input Voltage:	34V		34V	
Recommended Max Voc at STC:	27V		27V	
Minimum Battery Voltage for Operation:	8.5V		8.5V	
Input Voltage Range:	0-34V		0-34V	
Maximum Input Short Circuit Current*:	10.5A		10.5A	
Maximum Input Current**:	19A		19A	
Charge Profile:	Multi-Stage with Temperature Compensation		CC-CV	
Charging Voltages:	FLOODED Setting	SEALED Setting		
Equalization Voltage:	15.0V	-	-	
Equalization Time:	2 Hours	-	-	
Equalization Interval:	30 Days	-	-	
Bulk Voltage:	14.6V	14.3V	-	
Absorption Voltage:	14.4V	14.1V	-	
Absorption Time:	2.5 Hours		-	
Float Voltage (Pb models) or CV Voltage (Li models):	13.5V	13.7V	GV-10-Li-12.5V	12.5V
			GV-10-Li-14.2V	14.2V
			GV-10-Li-16.7V	16.7V
Battery Temperature Compensation:	-28mV/°C (referred to 25°C)		disabled	
Operating Temperature:	-40°C - 85°C			
Maximum Full Power Ambient:	70°C			
Electrical Efficiency:	96% - 98% typical			
Tracking Efficiency:	99+% typical			
MPPT Tracking Speed:	15Hz			
Night Consumption:	0.9mA (900uA)			
Environmental Protection:	IP40, Nickel-Plated Brass & Stainless Hardware			
Connection:	4-position terminal block for 10-30AWG wire			
Certifications:	cETLus Safety, Recognized Component cETLus HazLoc (C1D2), CE, FCC, RoHS			
Weight:	6.5oz., 185g			
Dimensions:	5.5x2.5x1.2", 14x6.5x3.1cm			
Warranty:	5 years			

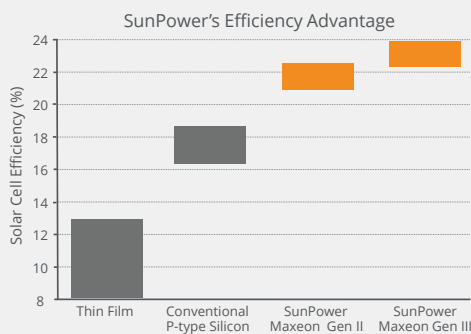
\*Panel Isc. Maximum input power and maximum input voltage requirements must also be respected.

\*\*Maximum current that the controller could draw from an unlimited source. This specification is not intended for determining PV input.

# MAXEON™ GEN III SOLAR CELLS

## Power Advantage

SunPower designs, manufactures, and delivers high-performance solar electric technology worldwide. SunPower™ cells produce 25-35% more power compared to Conventional Cells<sup>1</sup> with outstanding aesthetics.



## Energy Advantage

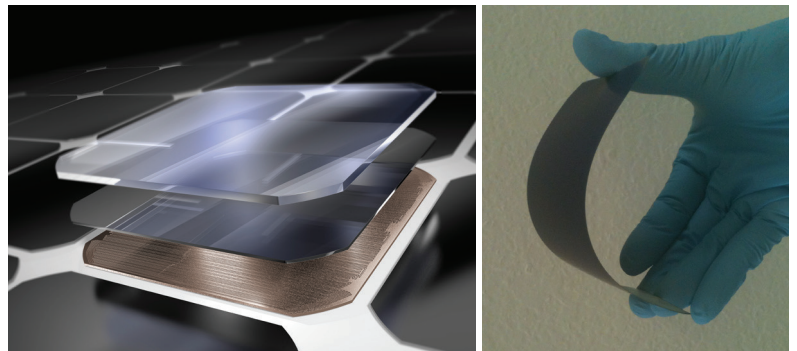
SunPower panels deliver the highest energy per rated watt compared to a Conventional Panel. (Photon International, Mar 2013, out of 151 panels tested).

- No Light-Induced Degradation = 2 - 3% more energy.
- No Temperature Coefficient = 1 - 2% more energy at 35-40°C ambient temperature.
- Low Light and Broad Spectral Response = up to 1% more energy in overcast and low-light conditions.

<sup>1</sup> As used throughout, "Conventional Cells" are silicon cells that have many thin metal lines on the front and 2 or 3 interconnect ribbons soldered along the front and back. "Conventional Panel" means a panel with 240W, 15% efficiency and approximately 1.6 m<sup>2</sup> made with Conventional Cells.

## Durability Advantage

The Maxeon cell has strength and durability to survive extreme conditions year after year, enabling SunPower to provide superior, long-term performance in a broad range of applications.



- Corrosion Resistance: SunPower's tin-copper metal system is more corrosion resistant compared to the porous metal paste used in Conventional Cells, which can crack more easily and corrode.
- Crack Resistance: SunPower's cells are thinner and more flexible than Conventional Cells. When a SunPower cell does crack, the backside copper metal foundation keeps the cell intact and maintains a high power output. When Conventional Cells crack, the cell breaks apart with typically a significant loss of power.
- Eco-Friendly: SunPower cells solder to lead-free components and are RoHS compliant. Conventional Cells often require components with lead.



Photo courtesy of Hans-Peter van Velthoven



Optifuel Lab 2 Renault Trucks laboratory vehicle

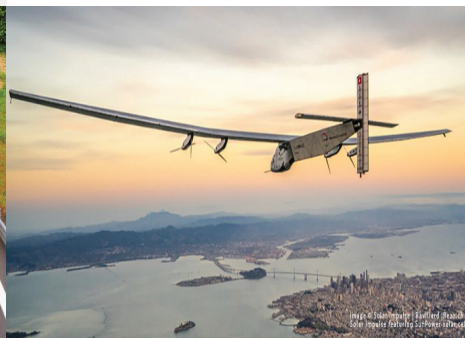


Photo courtesy of Solar Impulse



Photo courtesy of philsharpracing.com



# MAXEON™ GEN III SOLAR CELLS

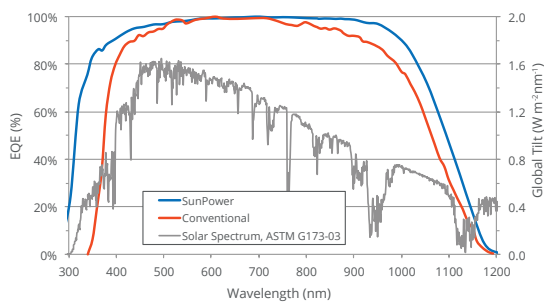
## Electrical Characteristics of a typical Maxeon Gen III Cell At Standard Test Conditions (STC) STC: 1000W/m<sup>2</sup>, AM 1.5G and cell temp 25°C

	Cell Bin	Pmpp (Wp)	Eff. (%)	Vmpp (V)	Impp (A)	Voc (V)	Isc (A)
Ultra Peak Performance	Me1	3.72	24.3	0.632	5.89	0.730	6.18
Ultra Premium Performance	Le1	3.63	23.7	0.621	5.84	0.721	6.15
Ultra High Performance	Ke1	3.54	23.1	0.612	5.79	0.713	6.11

Electrical parameters are nominal values.

Temp.Coefficients in SunPower Panels: Voltage: -1.74mV/°C, Current: 2.9mA/°C, Power: -0.29%/°C

### Spectral Response

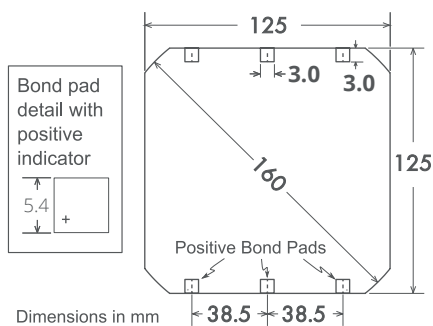


#### References

SunPower: NREL data, commissioned by SPWR  
Conventional: Progress in Photovoltaics: Research and Applications, Solar cell efficiency tables, version 36 18(5), (2010) 46-352

### Cell Physical Characteristics

Wafer:	Monocrystalline silicon
Design:	All back contact
Front:	Uniform, black antireflection coating
Back:	Tin-coated, copper metal grid
Cell Area:	Approximately 153cm <sup>2</sup>
Cell Weight:	Approximately 6.5grams
Cell Thickness:	150µm +/- 30µm



Bond pad area dimensions are 5.4mm x 3.0mm  
Metal finger pitch between positive and negative fingers is 471µm.  
Positive/Negative pole bond pad sides have "+/-" indicators on leftmost and rightmost bond pads

### Positive Electrical Grounding

If cell voltage is below frame ground the cell power output will be reduced. Therefore, modules and systems produced using these cells should be configured as "positive ground systems." If this creates a problem, please consult with SunPower.

### Interconnect Tab and Process Recommendations



SunPower recommends customers use SunPower's patented tin-plated copper strain-relieved interconnect tabs, which can be purchased from SunPower. These interconnects are easily solderable and compatible with lead free processing. Tabs weigh approximately 0.3 grams.

Our patented interconnect tabs are packaged in boxes of 3600 or 36,000 each.

<http://us.sunpower.com/about/sunpower-technology/patents/>

### Production Quality

ISO 9001:2015 certified

Soft handling procedures to reduce breakage and crack formation

100% cell performance testing and visual inspection

### Packaging

Cells are packed in boxes of 1500 each; grouped in 10 shrink-wrapped stacks of 150 with interleaving. 24 boxes are packed in a water-resistant "Master Carton" containing 36,000 cells suitable for air transport.

### Purchase Terms

Customers shall not reverse engineer, disassemble or analyze the Solar Cells or any prototype, process, product, or other item that embodies Confidential Information of SunPower. Customers shall not cause or allow any inspection, analysis, or characterization of any properties (whether mechanical, structural, chemical, electrical, or otherwise) of the Solar Cells, whether by itself or by a third party.

Customer agrees that it will not transfer (whether by sale, loan, gift, or other conveyance) the Solar Cells from its possession.

SunPower solar cells are provided "AS IS" without warranty.

Full terms and conditions are in the Cell Purchase Agreement