



Centro Universitario de la Defensa en la Escuela Naval Militar

TRABAJO FIN DE GRADO

*Diseño de chasis para micro cuadricóptero apto para fabricación
mediante impresión 3D*

Grado en Ingeniería Mecánica

ALUMNO: Carlos Cruz Hernández

DIRECTOR: Carlos Casqueiro Placer

CURSO ACADÉMICO: 2016-2017

Universida_{de}Vigo



Centro Universitario de la Defensa en la Escuela Naval Militar

TRABAJO FIN DE GRADO

*Diseño de chasis para micro cuadricóptero apto para fabricación
mediante impresión 3D*

Grado en Ingeniería Mecánica
Intensificación en Tecnología Naval
Cuerpo General

Universida_deVigo

RESUMEN

Hoy en día, el mundo de los vehículos aéreos no tripulados se ha convertido en un sector emergente popularizado por sus diversas aplicaciones, acercándose a un público cada vez más amplio. De forma paralela y con el mismo ritmo se ha desarrollado el campo de la impresión 3D a partir de la aparición de las impresoras 3D de bajo coste en la última década.

Este Trabajo de Fin de Grado pretende fusionar estas dos tecnologías mediante el diseño de un chasis para cuadricóptero apto para ser impreso en 3D, atendiendo a los requerimientos que entraña el uso de una impresora de estas características. Para ello se recurre al uso de *software* de diseño asistido por ordenador tomando como referencia el análisis de modelos presentes en el mercado, tanto para la elección de los componentes electrónicos encargados del radio control y el vuelo, como para el diseño del propio chasis.

El producto aspira a ser un cuadricóptero optimizado compuesto por un chasis impreso en 3D y unos componentes comerciales escogidos atendiendo a resultados de simulación. Por último, la fabricación de un prototipo permitirá evaluar las características del modelo realizado culminando de esta forma el proceso de diseño.

PALABRAS CLAVE

Cuadricóptero, tecnologías de fabricación aditiva, impresión 3D, simulación y optimización.

AGRADECIMIENTOS

Al Doctor Carlos Casqueiro Placer, mi tutor.

Por su permanente orientación y supervisión académica. Pero, sobre todo, por el ánimo infundido, la confianza depositada en mi persona para la consecución de este Trabajo de Fin de Grado y por haber despertado mi interés en un ámbito hasta ahora desconocido.

A Gloria, mi compañera de aventuras en el más amplio sentido de la palabra.

Por ser una persona ejemplar, hacer las cosas sumamente sencillas y haber estado siempre ahí. Por el mero hecho de ser ella.

A mi familia.

Porque no saber muy bien de qué va esto no ha servido de excusa para que su interés y estímulo sigan constituyendo una de mis más poderosas herramientas.

A todos ellos, gracias.

CONTENIDO

| | |
|--|----|
| Contenido | 1 |
| Índice de Figuras | 4 |
| Índice de Tablas..... | 7 |
| 1 Introducción..... | 9 |
| 1.1 Vehículos aéreos no tripulados | 9 |
| 1.1.1 Clasificación | 9 |
| 1.1.2 Plataforma tipo multirotor | 11 |
| 1.1.3 Elementos principales | 12 |
| 1.1.4 Funcionamiento | 15 |
| 1.1.5 Esquema del sistema..... | 17 |
| 1.2 Impresión 3D..... | 17 |
| 1.2.1 Funcionamiento de una impresora 3D | 18 |
| 1.2.2 Tipos de impresora 3D..... | 19 |
| 2 Objetivos y metodología..... | 20 |
| 2.1 Objetivo general..... | 20 |
| 2.2 Objetivos específicos | 20 |
| 2.3 Metodología | 21 |
| 2.4 Estructura de la memoria | 21 |
| 3 Estado del arte | 23 |
| 3.1 Cuadricópteros de tamaño 250, 180 y menores | 23 |
| 3.1.1 Características generales..... | 23 |
| 3.1.2 Normativa vigente | 24 |
| 3.1.3 Modelos en el mercado y aplicaciones | 25 |
| 3.1.4 Modelos «Do It Yourself» | 26 |
| 3.1.5 Uso militar y modelos de la Armada | 27 |
| 3.2 Cuadricópteros fabricados por impresión 3D | 28 |
| 3.2.1 ¿Cómo surge la impresión 3D en drones? | 28 |
| 3.2.2 Materiales de impresión..... | 28 |
| 3.3 La tecnología de impresión 3D empleada..... | 30 |
| 3.3.1 La máquina empleada y el método de fabricación | 30 |
| 3.3.2 Material empleado | 31 |
| 4 Selección de los componentes comerciales..... | 32 |
| 4.1 Disposición del chasis..... | 32 |

| | |
|---|----|
| 4.1.1 Herramienta de simulación de prestaciones | 33 |
| 4.1.2 Sistema propulsor: hélices y motores | 34 |
| 4.1.3 Batería..... | 36 |
| 4.1.4 ESC..... | 37 |
| 4.1.5 Controladora de vuelo..... | 38 |
| 4.1.6 Simulación eCalc | 39 |
| 4.1.7 Capacidad FPV | 41 |
| 4.1.8 Receptor de radiocontrol..... | 43 |
| 5 Desarrollo del proceso de diseño..... | 45 |
| 5.1 Bases de diseño | 45 |
| 5.1.1 Consideraciones iniciales, ¿por dónde empezar? | 45 |
| 5.1.2 Diagrama de flujo del proceso de diseño..... | 46 |
| 5.1.3 Software de diseño empleado | 47 |
| 5.1.4 Primer esbozo en 3D..... | 47 |
| 5.1.1 Estudio de alternativas para resolver capacidad de plegado..... | 49 |
| 5.2 Ensayos y optimización | 53 |
| 5.2.1 Fuerzas G | 53 |
| 5.2.2 Establecimiento de ensayos | 53 |
| 5.2.3 Ensayo del primer esbozo | 54 |
| 5.2.4 Nueva configuración del tren de aterrizaje, solución para toma dura | 57 |
| 5.2.5 Nuevo diseño de brazos, ensayos y optimización..... | 59 |
| 5.2.6 Impresión del primer modelo de estudio | 61 |
| 5.2.7 Ensayo y optimización de bases, separadores y ejes | 63 |
| 5.2.8 Tecnologías de unión para PLA | 68 |
| 6 Resultados | 71 |
| 6.1 Diseño inicial | 71 |
| 6.2 Diseño final..... | 72 |
| 6.3 Resultados de simulación..... | 73 |
| 6.4 Influencia de elementos externos al chasis | 78 |
| 7 Montaje de prototipo | 80 |
| 7.1 Material de impresión | 80 |
| 7.2 Prestaciones nominales | 81 |
| 7.3 Ensamblaje..... | 84 |
| 8 Conclusiones y líneas futuras | 87 |
| 8.1 Conclusiones | 87 |

| | |
|---|-----|
| 8.2 Líneas futuras | 88 |
| 8.2.1 Diseño de carcasa de protección de hélices | 88 |
| 8.2.2 En relación con nuevos materiales de impresión..... | 89 |
| 8.2.3 Uso de la dinámica de fluidos computacional (CFD) para análisis del comportamiento aerodinámico del cuadricóptero | 89 |
| 8.2.4 Base de posible desarrollo de nuevos trabajos | 90 |
| 9 Bibliografía..... | 91 |
| Anexo I: Tornillería y muelle empleados | 94 |
| Anexo II: Especificaciones del ASA | 97 |
| Anexo III: Especificaciones del PLA | 99 |
| Anexo IV: Planos | 104 |

ÍNDICE DE FIGURAS

| | |
|--|----|
| Figura 1-1 (A) <i>Dron</i> Predator MQ1 patrullando. (B) Helicóptero UAV pulverizando pesticida (Fuente [2]) | 10 |
| Figura 1-2 Micro-dron diseñado por la Universidad de Delaware (Fuente [2])..... | 11 |
| Figura 1-3 Controladora de vuelo Pixhawk (Fuente [3]) | 12 |
| Figura 1-4 Baterías Li-Po de distintas capacidades (Fuente [3]) | 13 |
| Figura 1-5 Motor Brushless montado en brazo de cuadricóptero (Fuente [3]) | 14 |
| Figura 1-6 ESC montada sobre brazo de cuadricóptero (Fuente [3])..... | 15 |
| Figura 1-7 Fuerzas presentes en el funcionamiento del helicóptero (Fuente [3]) | 15 |
| Figura 1-8 Movimientos multicóptero (Fuente [4]) | 16 |
| Figura 1-9 Esquema de distribución típica en un cuadricóptero (Fuente [5])..... | 17 |
| Figura 1-10 Maqueta de estudio de arquitectura impresa en 3D (Fuente [7]) | 18 |
| Figura 1-11 Etapas impresión 3D (Fuente [8])..... | 19 |
| Figura 1-12 Proceso de impresión 3D (Fuente [7])..... | 19 |
| Figura 3-1 Recomendaciones de la AESA para vuelos recreativos (Fuente [9])..... | 24 |
| Figura 3-2 Circuito del <i>World Drone Prix</i> , torneo internacional realizado en Dubái en 2016 (Fuente [10])..... | 25 |
| Figura 3-3 Logo de Expodrónica, Feria Internacional de <i>Drones</i> de Uso Civil en Zaragoza (Fuente [11])..... | 26 |
| Figura 3-4 Modelo DIY construido en madera (Fuente [12]) | 26 |
| Figura 3-5 <i>Black Hornet</i> en operaciones de combate en población (Fuente [13])..... | 27 |
| Figura 3-6 Modelo de cuadricóptero impreso en 3D (Fuente [14]) | 28 |
| Figura 3-7 Distintos materiales de impresión en sus correspondientes bobinas (Fuente [15])..... | 30 |
| Figura 3-8 Funcionamiento de boquilla de impresión 3D con método FFF (Fuente [15]) | 30 |
| Figura 4-1 Distribución básica de chasis (Elaboración propia)..... | 32 |
| Figura 4-2 Logo del módulo <i>xcopterCalc</i> de <i>eCalc</i> (Fuente [18])..... | 33 |
| Figura 4-3 Interfaz <i>eCalc</i> (Fuente [18]) | 34 |
| Figura 4-4 Tamaño de la seria 1306 sobre el dedo de una persona (Fuente [19]) | 36 |
| Figura 4-5 Imagen de la batería escogida (Fuente [19])..... | 37 |
| Figura 4-6 Imagen del variador escogido (Fuente [20]) | 37 |
| Figura 4-7 Imagen de la controladora de vuelo escogida (Fuente [20])..... | 38 |
| Figura 4-8 Parámetros de entorno y características generales elegidas (Fuente [18]) | 39 |
| Figura 4-9 Resultados <i>eCalc</i> (Fuente [18]) | 40 |
| Figura 4-10 Ejemplo de cámara con transmisor de vídeo integrado (Fuente [21])..... | 42 |
| Figura 4-11 Imagen de la cámara seleccionada (Fuente [21]) | 42 |

| | |
|---|----|
| Figura 4-12 Imagen del transmisor de vídeo escogido (Fuente [21]) | 43 |
| Figura 4-13 Imagen del receptor de radiocontrol escogido (Fuente [20]) | 44 |
| Figura 5-1 Diagrama de flujo del proceso de diseño (Elaboración propia) | 46 |
| Figura 5-2 Software de diseño empleado (Fuente [22])..... | 47 |
| Figura 5-3 Ejemplo de cuadricóptero con brazos abatidos en la vertical (Fuente [19])..... | 48 |
| Figura 5-4 Vista en planta del <i>Karma</i> con brazos abatidos (Fuente [23])..... | 48 |
| Figura 5-5 Primer boceto tridimensional de cuadricóptero (Elaboración propia)..... | 49 |
| Figura 5-6 Opción de retenedores en ensamble (elaboración propia)..... | 50 |
| Figura 5-7 Vista en planta de la geometría de las cabezas de los ejes (Elaboración propia) | 50 |
| Figura 5-8 Vista de proa del cuadricóptero con brazos suspendidos por la acción de muelles (Elaboración propia) | 51 |
| Figura 5-9 Vista de explosionado de bases con brazo y muelle (Elaboración propia)..... | 51 |
| Figura 5-10 Posición de brazos abatidos (Elaboración propia)..... | 52 |
| Figura 5-11 Diseños de los componentes comerciales y vista trimétrica del primer ensamble completo (Elaboración propia) | 52 |
| Figura 5-12 Ensayo de las distintas versiones en el proceso de rediseño del brazo (Elaboración propia)..... | 57 |
| Figura 5-13 Tren de aterrizaje común en helicópteros (Fuente [24])..... | 58 |
| Figura 5-14 Restricciones y resultado del ensayo del sistema click (Elaboración propia) | 59 |
| Figura 5-15 Aspecto del diseño de la base superior previa impresión (Elaboración propia)..... | 61 |
| Figura 5-16 Resultado de la impresión de la base superior (Elaboración propia)..... | 62 |
| Figura 5-17 Aspecto del diseño de la base inferior previa impresión (Elaboración propia)..... | 62 |
| Figura 5-18 Resultado de impresión de la base inferior (Elaboración propia)..... | 63 |
| Figura 5-19 Definición de ensamble para estudio del comportamiento de la base superior (Elaboración propia) | 65 |
| Figura 5-20 Definición de ensamble para estudio del comportamiento de los separadores (Elaboración propia) | 66 |
| Figura 5-21 Resultados de los ensayos con los separadores (Elaboración propia) | 67 |
| Figura 5-22 Viga bi-empotrada con carga uniformemente distribuida (Fuente [25])..... | 67 |
| Figura 5-23 Combinaciones de unión roscada (Fuente [26])..... | 69 |
| Figura 5-24 Tornillo empleado (Fuente [27]) | 69 |
| Figura 5-25 Tuerca empleada (Fuente [27])..... | 70 |
| Figura 5-26 Modificación de bases para embutir tornillería (Elaboración propia) | 70 |
| Figura 6-1 Imagen del ensamble inicial (Elaboración propia)..... | 72 |
| Figura 6-2 Renderizado del ensamble final (Elaboración propia) | 73 |
| Figura 6-3 Resultados simulación chasis inicial (Fuente [18]) | 73 |
| Figura 6-4 Gráfica de estimación de alcance con chasis inicial (Fuente [18])..... | 75 |

| | |
|---|----|
| Figura 6-5 Gráfica de comportamiento de motores con chasis inicial (Fuente [18])..... | 75 |
| Figura 6-6 Resultados simulación chasis final (Fuente [18])..... | 76 |
| Figura 6-7 Gráfica de estimación de alcance con chasis final (Fuente [18]) | 77 |
| Figura 6-8 Gráfica de comportamiento de motores con chasis final (Fuente [18])..... | 77 |
| Figura 6-9 Imagen del <i>Superior Hobby HV</i> , el candidato más ligero de los estudiados (Fuente [21]) | 78 |
| Figura 6-10 Imagen de la Turnigy nano-tech de 850 mAh, la candidata más ligera de las estudiadas (Fuente [20]) | 79 |
| Figura 7-1 Filamento de ASA (Fuente [28]) | 80 |
| Figura 7-2 Imagen de las piezas impresas en ASA y peso total del conjunto (Elaboración propia) | 81 |
| Figura 7-3 Resultados simulación chasis prototipo (Fuente [18])..... | 81 |
| Figura 7-4 Gráfica de estimación de alcance con chasis prototipo (Fuente [18])..... | 83 |
| Figura 7-5 Gráfica de comportamiento de motores con chasis prototipo (Fuente [18]) | 83 |
| Figura 7-6 Proceso de mecanizado de las piezas de impresión (Elaboración propia)..... | 84 |
| Figura 7-7 Detalle de la modificación de los ejes con tornillo (Elaboración propia)..... | 84 |
| Figura 7-8 Chasis con los brazos montados (Elaboración propia) | 85 |
| Figura 7-9 Cuadricóptero con motores atornillados y tren de aterrizaje en su posición (Elaboración propia)..... | 85 |
| Figura 7-10 Detalle parte delantera del cuadricóptero montado (Elaboración propia)..... | 86 |
| Figura 7-11 Detalle parte trasera del cuadricóptero montado (Elaboración propia) | 86 |
| Figura 8-1 Propuesta de carcasa de protección (Elaboración propia) | 88 |
| Figura 8-2 Renderizado propuesta carcasa de proyección (Elaboración propia) | 89 |
| Figura 8-3 Simulación aerodinámica del DJI Phantom 3 realizada por la NASA (Fuente [29])..... | 89 |

ÍNDICE DE TABLAS

| | |
|---|----|
| Tabla 1-1 Clasificación UAV (Elaboración propia)..... | 10 |
| Tabla 3-1 Comparativa características del ABS y PLA (Elaboración propia)..... | 29 |
| Tabla 3-2 Características PLA (Fuente [17]) | 31 |
| Tabla 4-1 Hélices comunes en cuadricópteros 180 (Elaboración propia)..... | 35 |
| Tabla 4-2 Motores típicos en cuadricópteros 180 (Elaboración propia) | 35 |
| Tabla 4-3 Baterías más frecuentes con las características descritas (Elaboración propia)..... | 36 |
| Tabla 4-4 Variadores más presentes en el mercado (Elaboración propia)..... | 37 |
| Tabla 4-5 Controladoras más frecuentes en cuadricópteros 180 (Elaboración propia)..... | 38 |
| Tabla 4-6 Datos relevantes simulación (Elaboración propia) | 40 |
| Tabla 4-7 Resumen de pruebas efectuadas con eCalc (Elaboración propia)..... | 41 |
| Tabla 4-8 Resumen de resultados de las pruebas realizadas con eCalc (Elaboración propia)..... | 41 |
| Tabla 4-9 Características cámara seleccionada (Elaboración propia)..... | 42 |
| Tabla 4-10 Características del transmisor de vídeo seleccionado (Elaboración propia)..... | 43 |
| Tabla 5-1 Condiciones de ensayo (Elaboración propia)..... | 54 |
| Tabla 5-2 Resultado primer ensayo condiciones nominales (Elaboración propia) | 55 |
| Tabla 5-3 Resultado primer ensayo caída (Elaboración propia) | 55 |
| Tabla 5-4 Resultado primer ensayo toma dura (Elaboración propia)..... | 56 |
| Tabla 5-5 Cálculos para absorción de impacto del tren de aterrizaje (Elaboración propia)..... | 58 |
| Tabla 5-6 Gráfica tensión-deformación y resultado de ensayo (Elaboración propia)..... | 58 |
| Tabla 5-7 Determinación de altura y cálculo de datos cinemáticos de impacto (Elaboración propia) | 59 |
| Tabla 5-8 Rediseñado y optimización brazos (Elaboración propia) | 60 |
| Tabla 5-9 Resultados de los ensayos del brazo (Elaboración propia) | 60 |
| Tabla 5-10 Resultados ensayo base inferior (Elaboración propia)..... | 64 |
| Tabla 5-11 Evolución del diseño de la base inferior (Elaboración propia)..... | 64 |
| Tabla 5-12 Resultados de los ensayos con la base superior (Elaboración propia)..... | 65 |
| Tabla 5-13 Evolución del diseño de la base superior (Elaboración propia)..... | 66 |
| Tabla 5-14 Resultados de los ensayos del eje (Elaboración propia) | 68 |
| Tabla 6-1 Características diseño inicial (Elaboración propia) | 71 |
| Tabla 6-2 Características diseño final (Elaboración propia) | 72 |
| Tabla 6-3 Datos relevantes simulación chasis inicial (Elaboración propia)..... | 74 |
| Tabla 6-4 Datos relevantes simulación chasis final (Elaboración propia) | 76 |
| Tabla 6-5 Alternativas para el receptor de radiocontrol (Elaboración propia)..... | 78 |
| Tabla 6-6 Baterías alternativas más ligeras (Elaboración propia)..... | 79 |

Tabla 7-1 Datos relevantes simulación chasis prototipo (Elaboración propia).....82

1 INTRODUCCIÓN

El objetivo general de este Trabajo de Fin de Grado exige para su logro unos conocimientos mínimos en materia de vehículos aéreos no tripulados y tecnologías de fabricación aditiva. Por esta razón, este primer capítulo pretende servir de preámbulo al lector antes de entrar en materia.

1.1 Vehículos aéreos no tripulados

La publicación «*Joint Publication 1-02, Department of Defense Dictionary*» [1] difundida por el Departamento de Defensa de los Estados Unidos define UAV (*Unmanned Air Vehicles*) como:

«Un vehículo aéreo motorizado que no lleva a bordo a un operador humano, utiliza las fuerzas aerodinámicas para generar la sustentación, puede volar autónomamente o ser tripulado de forma remota, que puede ser fungible o recuperable, y que puede transportar una carga de pago letal o no. No se consideran UAV a los misiles balísticos o semibalísticos, misiles crucero y proyectiles de artillería».

En los últimos años el uso de vehículos aéreos no tripulados UAV, generalmente conocidos como *drones*, se ha convertido en un sector emergente popularizado por sus diversas aplicaciones, acercándose a un público cada vez más amplio.

Respondiendo a esta vertiginosa expansión, se aprueba en Consejo de Ministros con carácter urgente un régimen temporal para las operaciones con aeronaves pilotadas por control remoto en el año 2014, trasladándose esta necesidad de establecer un marco regulatorio a los distintos espacios aéreos y a la Unión Europea.

Sin embargo, no se trata de un hallazgo de la última década. De hecho, con otras acepciones como RPV (*Remotely Piloted Vehicle*) ya se usaron en la Segunda Guerra Mundial como blancos aéreos no tripulados, o en la Guerra de Vietnam para labores de reconocimiento, dos escenarios de los muchos en los que han estado presente. Y es precisamente su uso militar, el elemento motivador que impulsó esta tecnología en sus inicios, transformándose en la actualidad en herramienta en campos de lo más diversos.

1.1.1 Clasificación

La clasificación de los UAV no sigue un patrón muy claro. Se pueden agrupar en función de su tamaño y/o peso, lo cual *a priori* podría parecer lo más evidente, o según la distancia a la que pueden operar. Su diseño, sus características en vuelo o sus capacidades también son características válidas de clasificación. El abanico es amplio y dinámico, pues como se ha mencionado, se trata de un sector en constante expansión. En nuestro caso estableceremos dos grupos de clasificación:



Tabla 1-1 Clasificación UAV (Elaboración propia)

1.1.1.1 Clasificación por tipo

Este grupo se establece por la forma en la que se usan las fuerzas aerodinámicas para sustentarse.

- Aviones. Los aviones basan su sustentación en el principio de ala fija. En comparación con los otros dos tipos y según el diseño, son los que mayor autonomía y velocidad pueden alcanzar. Pueden o no tener sistema de propulsión y no pueden mantenerse en vuelo estacionario, es decir, suspendidos en el aire sin ningún tipo de desplazamiento
- Helicópteros. Estos aparatos, se sustentan por un ala giratoria o rotor. A diferencia de los aviones, pueden mantenerse en vuelo estacionario y tienen libertad de movimiento en los tres ejes. Sin embargo, poseen una autonomía francamente menor.



Figura 1-1 (A) Dron Predator MQ1 patrullando. (B) Helicóptero UAV pulverizando pesticida (Fuente [2])

- Multirotor. Este último se sustenta según el mismo principio que el helicóptero. La diferencia es que usa más de un rotor para conseguirlo, característica que le aporta mayor estabilidad en vuelo, fiabilidad y un diseño mecánico más sencillo. Este es el tipo de UAV que se desarrolla a lo largo del presente TFG.

1.1.1.2 Clasificación por peso

En esta segunda clasificación, se obtienen diferentes categorías en función de la masa del aparato en el despegue. Se elige este momento debido a que es teóricamente el instante en el que el aparato equipado suma la mayor masa. Por ejemplo, en el caso de los UAV que usan combustible para operar, la reducción progresiva de la masa a lo largo del vuelo es significativa. También se experimentan variaciones de masa en aquellos vehículos que transportan elementos desechables en vuelo, como puede ser el caso de un pesticida en un dron de aplicación agrónoma (Figura 1-1).

Por otra parte, cada grupo cuenta con sus características particulares, tales como autonomía y uso. Es con esta clasificación con la que se aplica la legislación vigente en el ámbito de los UAV y la que va a marcar, entre otras, qué *drones* requieren licencia (de piloto) para ser pilotados y en qué condiciones y con qué limitaciones pueden operar atendiendo a su certificado de aeronavegabilidad. Como se puede ver en la Figura 1-2 en cuanto a tamaños y pesos la variedad de aparatos en el mercado es inmensa.

En nuestro caso, nuestro cuadricóptero a diseñar montando todos los elementos necesarios para el vuelo, está clasificado como UAV tipo multirotor inferior a 2 kg. Podrá ser operado dentro del alcance de emisión de radio y fuera del alcance visual del piloto gracias a la capacidad FPV (*First Person View*) de la que será provista.



Figura 1-2 Micro-dron diseñado por la Universidad de Delaware (Fuente [2])

1.1.2 Plataforma tipo multirotor

El chasis o *frame* de una aeronave es el elemento estructural principal sobre el que se asienta el resto de elementos y según el tipo de plataforma es diferente. En el caso de un avión, comprende alas, tren de aterrizaje, estabilizadores, etcétera. En el caso del multirotor, en cambio, es totalmente diferente.

En multirrotores, que son el objeto de estudio, el chasis comprende principalmente un núcleo central al que van unidos brazos que albergan en su extremo rotores. También parten de este núcleo los apoyos sobre los que el dron se mantiene en equilibrio en el suelo, aunque también pueden hacerlo desde los brazos. Existen típicamente tres disposiciones de brazos, en cruz, en H y una combinación de ambas. Además, hay prototipos que llevan incorporados en el propio chasis el cableado del aparato, logrando un diseño más compacto.

En su diseño, se guarda un compromiso entre el espacio interno necesario para albergar los distintos elementos electrónicos, los requerimientos estructurales y funcionales impuestos de

antemano, las características aerodinámicas que minimicen las resistencias que el aire pueda ofrecer, y por último el peso total del aparato, que supone la característica más crítica.

1.1.3 Elementos principales

Como hemos visto en la clasificación, la variedad de UAV y de cuadricópteros en la actualidad es muy amplia. Debido al abanico de posibilidades y aplicaciones con los que cuentan, los elementos con los que pueden llegar a contar poco tienen que ver en un dron que en otro. Sin embargo, para introducir convenientemente los multicopteros se pretende extraer de todos ellos aquellos imprescindibles para el control y vuelo.

1.1.3.1 Controladora de vuelo

Se trata de un mini procesador que cuenta con distintos sensores para analizar variables de entrada y ejecutar órdenes del piloto mandando las correspondientes señales a los motores. Las variables de entrada son las recibidas por los distintos sensores y también las órdenes del piloto (mediante emisora o comandos específicos de consola). Los sensores varían según el tipo de controladora y grado de sofisticación, siendo los más comunes: acelerómetro, giróscopo, magnetómetro, sensor barométrico y GPS.



Figura 1-3 Controladora de vuelo Pixhawk (Fuente [3])

1.1.3.2 Batería

Se encuentran diversos tipos de baterías en el mercado. Las más usadas en aparatos radio controlados ordenadas por orden de aparición son las siguientes:

- Baterías de níquel-cadmio (Ni-Cd).
- Baterías de níquel-metal-hidruro (Ni-MH).
- Baterías de iones de litio (Ion-Litio).
- Baterías de polímero de litio (Li-Po). Estas son las baterías más modernas. Son ligeras y fabricadas en un polímero gracias al que pueden ser dimensionadas con gran libertad para adaptarse al fuselaje de los UAV. Superan en capacidad del orden de 5 a 12 veces a las primeras

baterías Ni-Cd y Ni-MH, siendo su carga más lenta. Tienen una estructura de celdas conectadas en serie y cada célula tiene una tensión nominal de 3,7 voltios. No tienen efecto memoria como tenían las primeras y en caso de perforarse su carcasa y entrar en contacto con el oxígeno del aire se inflaman y explotan. La nomenclatura que siguen es: n° de celdas en serie, seguido de la letra “S” (1S, 2S, 3S, 4S, etcétera.) Y su voltaje o tensión nominal:

$$\text{Tensión nominal batería Li-PO (V)} = 3,7 \text{ (V)} \cdot n^{\circ} \text{ de celdas}$$

Otro dato importante en las baterías es su capacidad (mAh). Esta magnitud indica el número de miliamperios que puede suministrar en el intervalo de una hora. *A priori*, podría parecer que a más capacidad tenga mi batería, o n° de baterías, mi aparato ganará autonomía progresivamente. No obstante, no debemos olvidar que la característica crítica de diseño de cualquier dron es su peso. Por lo tanto, a la hora de elegir una batería habrá que encontrar el equilibrio entre capacidad, autonomía y peso.

Por ejemplo, supongamos que tenemos un cuadricóptero con una batería 2S de 2000 mAh y una autonomía aproximada de 8 minutos. Le añadimos una segunda batería conectada en paralelo de iguales características, pasando a tener 2S 2P (forma de designar las dos baterías en paralelo) y 4000 mAh de capacidad. ¿Significa que pasamos a tener aproximadamente 16 minutos de autonomía en vuelo? La respuesta es no y el motivo el peso. Las baterías son de los elementos generalmente más pesados en un dron.

Por las características descritas, estas serán las baterías a implementar en el diseño de nuestro cuadricóptero.



Figura 1-4 Baterías Li-Po de distintas capacidades (Fuente [3])

1.1.3.3 Motores

Son los elementos encargados de propulsar el UAV. En general lo hacen a través de hélices. transformando la energía giratoria del motor en empuje. En la actualidad existen tres grandes grupos:

- Motores de explosión.
- Motores a reacción.
- Motores eléctricos. En el contexto que nos atañe, el de los multicopteros, son los más extendidos. La transformación de energía eléctrica en mecánica se logra gracias a la rotación de un campo magnético sobre un bobinado por donde circula una corriente eléctrica. En este sentido, y basados este principio, se establecen dos grandes grupos: los que funcionan con

corriente continua, *Brushed*, con escobillas y con corriente alterna, *Brushless*, sin escobillas. Los motores *Brushless* son los preferidos debido a numerosas ventajas tales como mayor potencia, son más eficientes, tienen un rango de velocidades más amplio, hacen menos ruido y requieren de un menor mantenimiento. Con todo suman una mayor vida útil.

A su vez existen dos tipos de motores *Brushless*:

1. **Inrunner**. Ofrecen alto régimen de revoluciones y muy bajo par de potencia. Requieren reductoras en la mayoría de casos.
2. **Outrunner**. Proporcionan alto par de potencia y menos revoluciones que los Inrunner, característica que les permite mover hélices de diámetros grandes sin usar reductora. Estos son los motores generalmente usados en multicopteros.

Las características más importantes de un motor *Brushless* son:

1. Tensión máxima de entrada. Determinada por la batería y expresada en voltios.
2. Factor Kv. Relación entre el nº de revoluciones por minuto que puede ofrecer el motor por voltio aplicado. Por ejemplo, si aplicamos 2 V de tensión de entrada en bornes de un motor Brushless de 1000 Kv, el motor girará a 2000 rpm nominales.
3. Amperaje máximo. En relación con la potencia máxima que va a desarrollar el motor. Para calcular los vatios de potencia que nos proporciona un motor:

$$\text{Potencia motor (W)} = \text{Consumo a máx. desarrollo motor (A)} \cdot \text{Tensión nominal batería (V)}$$



Figura 1-5 Motor Brushless montado en brazo de cuadricóptero (Fuente [3])

1.1.3.4 ESC (*Electronic Speed Controller*)

Estos elementos traducen las órdenes de la controladora en una alimentación determinada en los motores, que por tanto girarán a mayor o menor número de revoluciones. Siguen la misma división que los motores: *Brushless* o *Brushed* y en general debe haber uno por cada motor. En el caso de los motores *Brushless*, la corriente requerida y por tanto convertida por los ESC es trifásica.

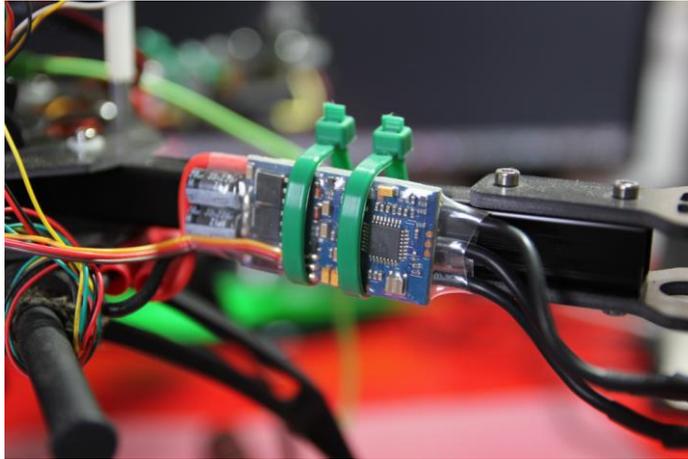


Figura 1-6 ESC montada sobre brazo de cuadricóptero (Fuente [3])

1.1.4 Funcionamiento

En este apartado, nos centraremos en el funcionamiento concreto de los cuadricópteros, que nada tiene que ver con el de aviones y no serán motivo de estudio a lo largo del presente trabajo. No obstante, podría considerarse el multirotor como un derivado del helicóptero. Por ello, explicaremos los principios de sustentación del helicóptero y luego definiremos los segundos.

El objetivo común, de forma muy básica, es crear una fuerza opuesta a la gravedad y de módulo superior a esta más el peso total del aparato. Esto se consigue haciendo girar una hélice de un determinado tamaño a una determinada velocidad.

Por otra parte, como se explica en puntos anteriores, los helicópteros tienen la ventaja de poder mantenerse inmóviles en vuelo, es decir, en estacionario. Esto es al mismo tiempo un problema que ha de resolverse en su diseño, pues el efecto de rotación de su hélice haría girar al helicóptero en su mismo sentido de manera indefinida y sin control. La forma de compensar esta tendencia es incorporando un rotor de cola, que es una segunda hélice que crea una fuerza que compensa el movimiento inercial de la principal.

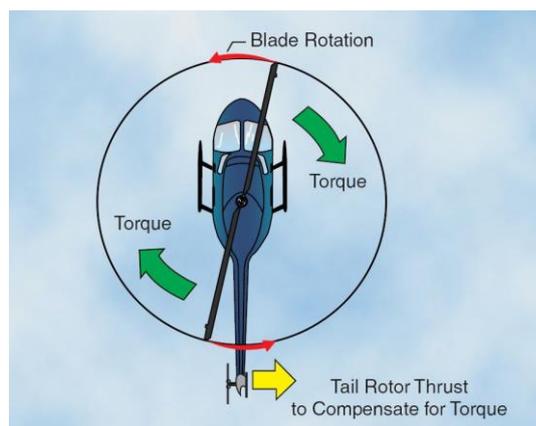


Figura 1-7 Fuerzas presentes en el funcionamiento del helicóptero (Fuente [3])

El caso de los multirrotores, comparados con el helicóptero, son plataformas que cuentan con mayor estabilidad debido a que el fuselaje del aparato se sustenta por más de un punto, y no por el de un único rotor. De esta forma, cuanto mayor sea el n° de rotores, más estable será el multicóptero. Además, se pueden utilizar hélices de diámetros menores, pues:

$$\boxed{\text{Sustentación total} = \sum \text{Sustentación de cada rotor}}$$

Lo que se traduce en un mayor rango de velocidades que permita evitar alcanzar velocidades supersónicas en cualquier rotor. Estas velocidades supondrían efectos perjudiciales debido a las ondas de choque en el aparato.

En cuanto a rendimiento, los multirotores emplean toda la potencia de sus motores para sustentarse, mientras que los helicópteros emplean entre un 5-10% de su potencia en el rotor de cola. Y bien, ¿cómo corrige el movimiento inercial de las hélices un multirotor? Instalando hélices de sentidos opuestos diametralmente, resultando nula la fuerza resultante que generan en conjunto. De esta forma, existen hélices de derechas o *Clockwise* (CW), y de izquierdas *Counterclockwise* (CCW). Es este el motivo por el que en la mayoría de los multicópteros del mercado las distribuciones típicas son pares: cuadricópteros, hexacópteros, etcétera.

Sabiendo cómo es capaz de sustentarse el multicóptero, el siguiente paso es maniobrarlo. Para ello se definen los siguientes 4 movimientos:

1. *Throttle*. Movimiento ascendente o descendente del multicóptero sobre un plano paralelo al suelo.
2. *Pitch*. Tomando una referencia de proa del multicóptero, movimiento avante o atrás. Se inclina el plano del aparato con respecto al suelo en el sentido de avance correspondiente
3. *Roll*. Movimiento a una banda u otra con respecto a la referencia de proa. Se inclina el plano del aparato con respecto al suelo en el sentido de avance correspondiente.
4. *Yaw*. Movimiento de rotación con respecto al centro geométrico del aparato en un plano paralelo al suelo en sentido de las agujas del reloj o sentido contrario a las agujas del reloj.

¿Cómo se consiguen estos cuatro movimientos? Haciendo variar las revoluciones de cada rotor, a través de la controladora y los ESC descritos en 1.1.3. En la Figura 1-8 se ven gráficamente los distintos movimientos.

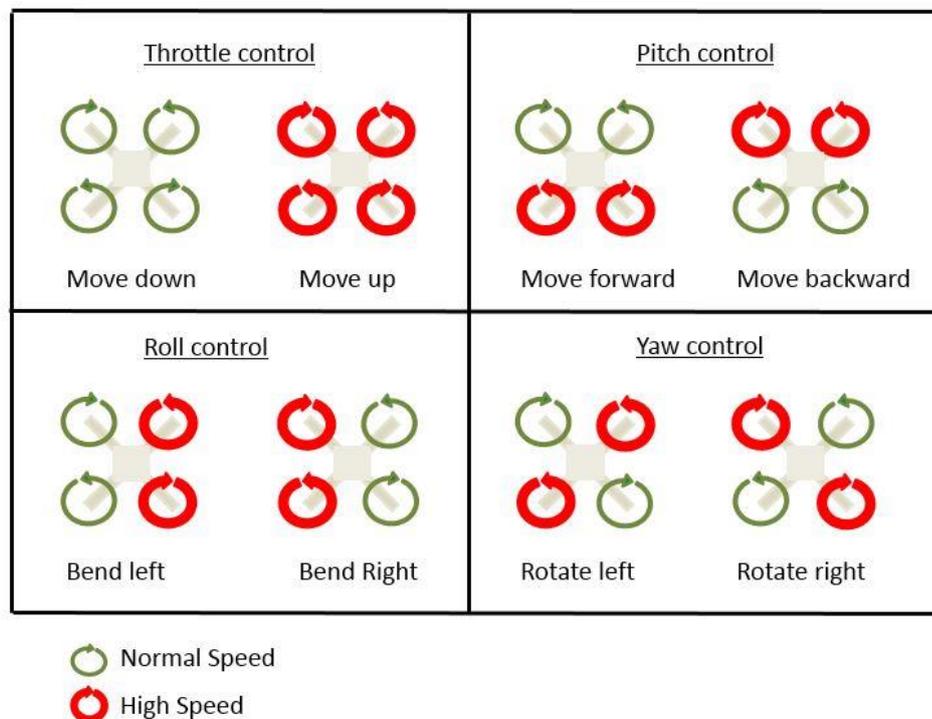


Figura 1-8 Movimientos multicóptero (Fuente [4])

1.1.5 Esquema del sistema

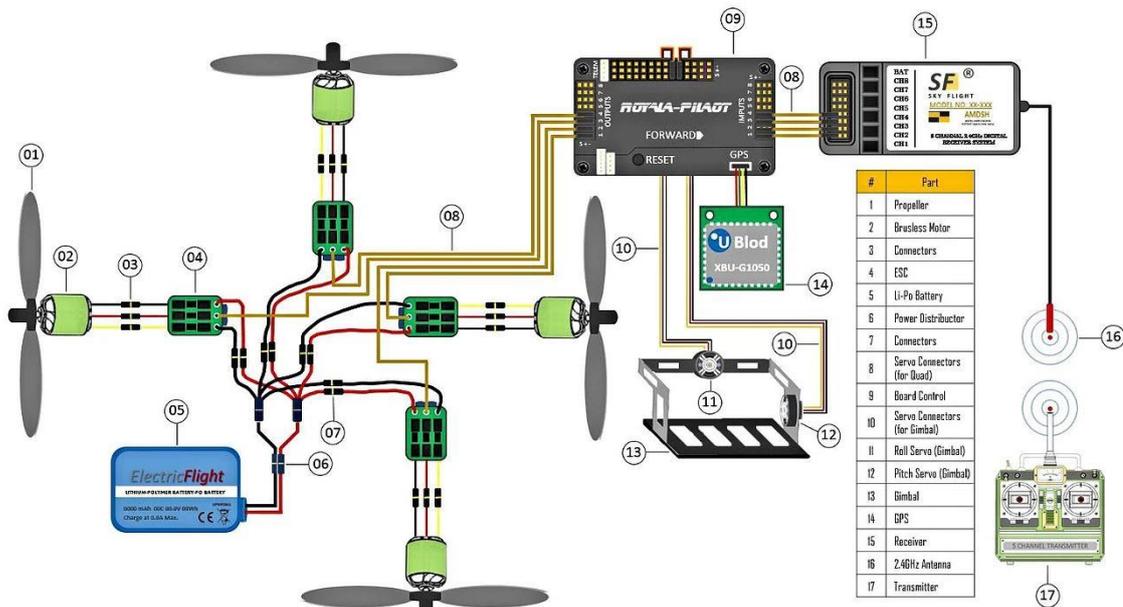


Figura 1-9 Esquema de distribución típica en un cuadricóptero (Fuente [5])

El esquema de la Figura 1-9 representa la distribución típica de un cuadricóptero con los elementos mencionados anteriormente. Como puede verse, cada motor (2) tiene un ESC propio (4) y un canal proveniente de la controladora (9), estando todos alimentados por la misma batería (5). También incluye el receptor de radiocontrol (15) y su antena (16).

En este esquema también se puede sumar un estabilizador o *gimbal* para montar la cámara FPV (13) y un módulo GPS (14), componentes que no se consideran en el diseño del presente trabajo. Un estabilizador es un dispositivo capaz de corregir movimientos en 2 o 3 ejes a las órdenes de la controladora para obtener una imagen más estable y que permite encuadrarla en un punto deseado.

Por último, suele incorporarse en muchos esquemas una placa distribuidora con el objetivo de organizar el cableado de los distintos componentes. Sin embargo, en modelos pequeños como el que nos ocupa no suele considerarse por el reducido tamaño de los componentes y el cableado.

1.2 Impresión 3D

La historia muestra como una de las estrategias de mercado más eficientes consiste en tomar un producto inicialmente de coste prohibitivo para el ciudadano medio, y optimizarlo hasta lograr un precio asequible que lo catapulte al mercado masivo. Así debió pensar Henry Ford con su producción en cadena que tantos beneficios le reportó en la industria automovilística en un momento en el que el vehículo era un bien al alcance de unos pocos, entre otros muchos casos conocidos.

Es este el patrón que ha seguido el mundo de la impresión 3D a partir de la aparición de las impresoras 3D de bajo coste en la última década. Además, se ha ligado a esta creciente popularidad la expiración de la patente con la que esta tecnología era protegida.

Hablar de impresión 3D, suele relacionarse con técnicas de prototipado rápido, fabricación rápida (*Rapid Manufacturing*) y fabricación aditiva. Sin embargo, ¿qué relación guardan entre sí?

En el caso del prototipado rápido, el objetivo es la creación de una pieza en poco tiempo antes de comercializarla. Esta pieza es un modelo de estudio -en la mayoría de los casos- a partir del cual se llega al producto final. Es en la mayoría de los casos y no siempre, porque con la paulatina mejora de los

sistemas de prototipado rápido muchas veces las piezas obtenidas entran dentro de las tolerancias y características del producto final.

En cuanto a la fabricación rápida, definida por la Asociación Española de Rapid Manufacturing (ASERM) «*el conjunto de técnicas, tecnologías y métodos que permiten la fabricación rápida, flexible y competitiva de piezas, ya sean prototipos, moldes, matrices o productos finales, directamente a partir de información digital*». [6]

A simple vista, son nombres distintos haciendo referencia a un mismo proceso. Razón que motivó a la ASTM (*American Society for Testing and Materials*) a implantar una terminología común, adoptándose el término «fabricación aditiva» como válido (*additive manufacturing*). Queda definido desde entonces como «*proceso de unión de materiales para la creación de objetos, habitualmente mediante la adición de capas, desde un modelo en 3 dimensiones CAS.3D, de forma opuesta a las tecnologías de fabricación substractiva*». [6]

Los campos de aplicación de la impresión 3D, como sucede con los *drones*, es amplio y se encuentra en constante expansión. Son especialmente útiles en sectores donde el volumen de piezas no es muy alto, como podría ser una unidad operativa de las Fuerzas Armadas. De hecho, el Ejército del Aire ha incluido en sus F18 unos conductos de los motores impresos por la complejidad de sus formas y las características del material impreso. Y lejos del ámbito militar, otra línea en la que la impresión 3D crece con fuerza es la medicina. Se ha demostrado que se puede imprimir implantes anatómicos con materiales bioabsorbibles.

Estudios estiman que, para final de década, el 80% de los productos fabricados por impresión 3D serán producto final. La fabricación aditiva es una tecnología que ha llegado para quedarse y con seguridad continuará su revolución en los sistemas productivos a nivel mundial.



Figura 1-10 Maqueta de estudio de arquitectura impresa en 3D (Fuente [7])

1.2.1 Funcionamiento de una impresora 3D

Las impresoras 3D son máquinas capaces de generar volúmenes a partir de un diseño en tres dimensiones. Este diseño puede haber sido producido a través de un programa de diseño asistido por ordenador (CAD), o de manera más sencilla tras haber escaneado un objeto ya existente.

Estos aparatos tienen un modo de funcionamiento relativamente sencillo. Una vez obtenida la figura en tres dimensiones la impresora construye capas sucesivamente hasta completar el objeto deseado. Este proceso recibe el nombre de «proceso aditivo».

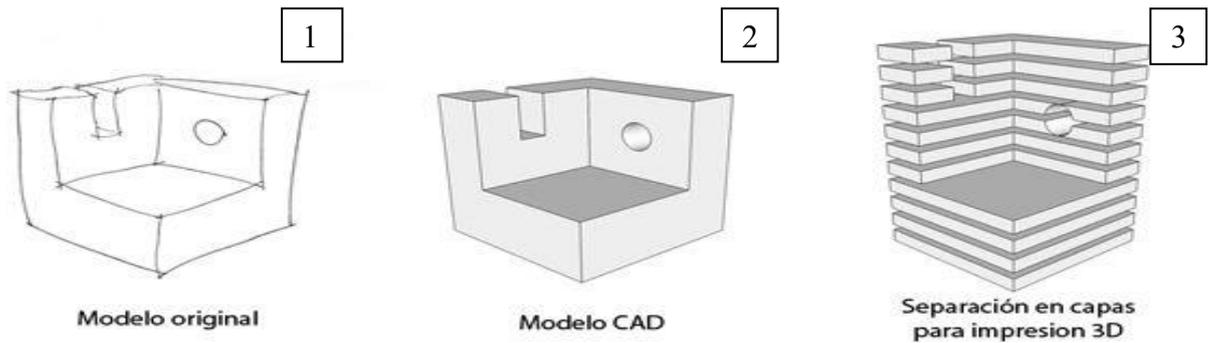


Figura 1-11 Etapas impresión 3D (Fuente [8])

En las Figura 1-11 y Figura 1-12 se ven las etapas que se siguen para crear un objeto en 3D con esta tecnología. El modelo original (1) hace referencia a la idea que queremos plasmar en el software de diseño o al objeto que queremos escanear para ser impreso. El modelo CAD tridimensional (2) es el resultado de implementar nuestra idea en un software CAD 3D o del procesamiento de una figura convenientemente. Por último, se representa la forma de operar de la impresora (3), separando el modelo CAD en distintas capas e imprimiendo una a una.

1.2.2 Tipos de impresora 3D

Atendiendo a la tecnología de impresión usada, podemos distinguir actualmente los siguientes tipos de impresoras 3D:

- Estereolitografía (SLA). Esta técnica consiste en radiar con un haz de luz ultravioleta una resina líquida fotosensible. La luz solidifica la resina capa a capa, consiguiéndose piezas de alta calidad. Esta fue la primera técnica de impresión 3D empleada.
- Sinterización Selectiva por Láser (SLS). Esta tecnología es similar al SLA, y consiste en fundir un material en polvo mediante la acción de un láser. Permite utilizar un gran número de materiales, siendo muy usual la cerámica.
- Inyección. Este sistema de impresión es similar al funcionamiento de una impresora de tinta tradicional. La tinta se sustituye por un fotopolímero líquido que se cura capa a capa en una bandeja sobre la que se construye la pieza.
- Deposición de material fundido (FDM). También son conocidas por FFF (*Fused Filament Fabrication*). Esta técnica consiste en depositar polímero fundido, que previamente se encuentra en un rollo en estado sólido, capa a capa a partir de una base. Es la técnica más empleada y será la que se use en el presente trabajo, por lo que se explicará en futuras páginas con mayor detalle.

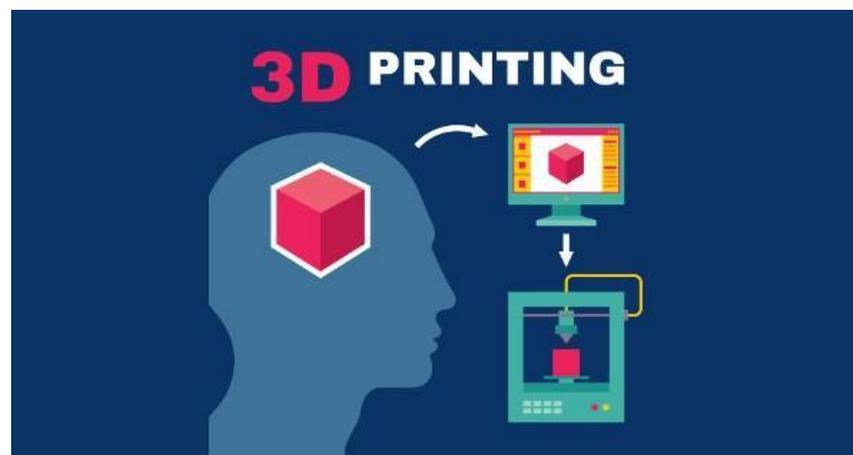


Figura 1-12 Proceso de impresión 3D (Fuente [7])

2 OBJETIVOS Y METODOLOGÍA

En este capítulo se establecen los objetivos que pretende alcanzar *Diseño de chasis para micro cuadricóptero apto para fabricación mediante impresión 3D*, los cuales se pueden subdividir en dos partes, objetivo general y objetivos específicos. A continuación, se explican los mecanismos empleados para la consecución de tales objetivos y, por último, la forma en la que este documento está estructurado.

2.1 Objetivo general

Diseñar, mediante modelado sólido paramétrico con *software* de diseño asistido por ordenador (CAD), un cuadricóptero de tamaño reducido y plegable apto para fabricación mediante impresión 3D, atendiendo a los requerimientos que entraña el uso de una impresora de estas características y tomando como referencia el análisis de modelos semejantes.

2.2 Objetivos específicos

Los sub-objetivos u objetivos específicos derivados del objetivo general y dentro del contexto de este trabajo son los siguientes:

- Abordar el estudio de los UAV con sus distintas variantes hasta llegar a los multirotores y en particular, los cuadricópteros.
- Conocer sus componentes, funcionamiento y materiales de construcción.
- Examinar el estado de la tecnología actual, es decir, los distintos tipos de cuadricópteros con sus características y establecerlos como referencia para basar el diseño.
- Estudiar la conexión actual entre los cuadricópteros y las tecnologías de fabricación aditiva y evaluar las capacidades de la impresora 3D existente en el Centro Universitario de la Defensa (CUD).
- Determinar el tamaño de plataforma necesario teniendo en cuenta el marco legal actual, la previsible evolución del mismo y las limitaciones y requisitos en función de los distintos tamaños.
- Dotar al diseño de capacidad para albergar los componentes que permitan transmitir imagen en vuelo.
- Seleccionar los elementos comerciales ajenos al chasis (propulsión y control) de acuerdo a distintas características: batería, motores, ESC, controladora, cámara, transmisor de vídeo, etcétera.
- Evaluar el comportamiento de los componentes comerciales seleccionados destacando ventajas e inconvenientes y realizando diferentes configuraciones a través de herramientas de simulación.

- Diseñar un primer modelo básico válido funcionalmente realizando diferentes propuestas y analizando las ventajas/desventajas de cada una.
- Definir ensayos mediante método de elementos finitos (FEM) para determinar exigencias mecánicas sobre la geometría del chasis del primer modelo.
- Optimizar y evolucionar el diseño del chasis a partir de los resultados obtenidos en los ensayos.
- Comparar las mejoras obtenidas en el proceso de optimización del chasis inicial a través de herramientas de simulación.
- Establecer conclusiones principales y plantear líneas futuras que permitan mejora de las características del diseño.
- Fabricar el prototipo montando los componentes comerciales seleccionados.
- Realizar pruebas de vuelo y contrastar los resultados con los obtenidos de forma teórica.

2.3 Metodología

Para alcanzar los objetivos descritos, se ha llevado a cabo una serie de etapas que revelan la forma de trabajar empleada y la importancia de cada etapa dentro de todo el proceso del Trabajo de Fin de Grado.

Como primera acción, se ha realizado una amplia revisión bibliográfica en el mundo de los *drones* y la impresión 3D, cuestiones prácticamente desconocidas para el autor antes de la realización de esta memoria. Producto de este análisis, destacan la lectura de distintos libros, trabajos, artículos y páginas web incluidos en la bibliografía. [9]

Una vez concluida la revisión bibliográfica, de la que se nutren los capítulos de introducción y estado del arte, se establecen simulaciones con distintos tipos de configuración de componentes comerciales. Resultado de esta operación, se conoce nominalmente el comportamiento de la aeronave.

Para el proceso de diseño, se crea un algoritmo para intentar definir la secuencia de procesos de manera ordenada. En la etapa de optimización destacan principalmente dos métodos: método de elementos finitos mediante *software* y ensayo y error mediante impresión de distintos prototipos.

Por último, se realiza un análisis de los resultados obtenidos y del comportamiento simulado del cuadricóptero para verificar la optimización en el diseño. Con la extracción de las conclusiones pertinentes de todo el proceso finaliza la metodología utilizada en el presente trabajo.

2.4 Estructura de la memoria

Esta memoria se ha pretendido estructurar de manera que, después de un primer capítulo introductorio acerca de los vehículos aéreos no tripulados y la tecnología de impresión 3D, queden cubiertas las necesidades de conocimiento mínimo que permitan al lector comprender los objetivos establecidos.

En el segundo capítulo, se describen los objetivos que se pretende alcanzar, así como la metodología para alcanzarlos.

A continuación, se da paso en el tercer capítulo al estado del arte analizando el estado de la tecnología actual, así como distintas referencias semejantes en las que se basa el diseño. Estos son los cuadricópteros del tamaño a diseñar, su normativa, aplicaciones, materiales, componentes comerciales y características en general, así como los modelos impresos en 3D conocidos y la tecnología de impresión a la que se tiene acceso.

En el cuarto capítulo se aborda un estudio de componentes comerciales destacando ventajas e inconvenientes y realizando diferentes configuraciones a través de herramientas de simulación de aeronaves radio controladas.

A lo largo del quinto capítulo se establece el desarrollo del diseño en sí, planteando un primer diseño funcional a optimizar a través de diferentes ensayos definidos mediante método de elementos finitos sobre la geometría del chasis.

En el sexto capítulo se muestran los resultados del proceso de optimización, realizando una comparativa entre el primer diseño propuesto y el diseño final, exponiendo diferentes características en cada caso y llevando el comportamiento de ambas versiones a la simulación para comprobar de qué forma se traducen las mejoras.

El séptimo capítulo recoge el proceso de impresión y las fases del proceso de montaje, así como destaca algunas observaciones derivadas del mismo.

El octavo y último capítulo resume las conclusiones principales y plantea una serie de líneas futuras que permitan mejorar las características del diseño propuesto.

Por último, se incluye como apoyo una serie de anexos que incluyen los planos de todas las piezas diseñadas y otros documentos auténticos de componentes adquiridos para la consecución del trabajo.

3 ESTADO DEL ARTE

Las áreas de conocimiento tratadas en este trabajo mezclan temas *a priori* tan dispares como la impresión 3D y los vehículos aéreos no tripulados. En este capítulo se presentan las características que definen a los cuadricópteros en el rango de tamaño escogido para diseño, su normativa actual y sus aplicaciones. Por otra parte, se revisan distintos conceptos desarrollados entre los que son de especial interés aquellos construidos mediante técnicas de construcción aditiva de manera que sirvan de soporte para la consecución de este proyecto.

3.1 Cuadricópteros de tamaño 250, 180 y menores

3.1.1 Características generales

Se ha hablado de la diversidad de los UAV, también de los multirotores en función del número de rotores que este tenga (cuadricóptero, hexacóptero, octocóptero, etcétera). Este punto se centra en explicar las características de los cuadricópteros en el rango de tamaño escogido para el presente trabajo. En definitiva, estas características explican el tamaño escogido.

En multirotores, la forma más común de denominar un modelo es haciendo referencia a la distancia entre ejes de rotores opuestos, de forma que todos los ejes del aparato sean puntos de la circunferencia con diámetro igual a dicha distancia. Los tamaños más comunes van desde los 180 milímetros hasta los 800, existiendo múltiples variantes incluso por fuera de este rango y especialmente por debajo con la irrupción de los *mini-drones* en el mercado.

¿Por qué poner el límite de tamaño en un máximo de 250mm? Por una serie de características que hacen diferenciarse a este grupo de cuadricópteros del resto, especialmente en cuanto a sus capacidades y aplicaciones. Estas singularidades son las siguientes:

- En primer lugar y la más importante, estos aparatos son ideales para vuelos *indoor* (en interiores). Tamaños superiores hacen imposible su maniobra o paso a través de zonas especialmente pequeñas, por ejemplo, un barco o una vivienda. Por lo tanto, cuanto más pequeño sea el cuadricóptero, mayor libertad de movimiento y posibilidades en interiores nos ofrecerá.
- Son capaces de incorporar micro cámaras sin perder la capacidad FPV, cualidad fundamental por las aplicaciones que ofrecen. Esto les permite transmitir vídeo en directo mediante un monitor o a través de unas gafas, teniendo la perspectiva que tiene un piloto de aeronave tripulada. Especialmente los 250 y 180 son los modelos que tienen esta capacidad más extendida.

- Su construcción tiende a ser lo más modularizada posible, de forma que se pueda reemplazar cualquier componente de forma sencilla.
- Tienen una durabilidad sometidos a impactos muy alta en la mayoría de los casos, razón que sumada a su facilidad de vuelo los convierte en ideales para pilotos inexpertos o para iniciarse en su pilotaje.
- Son los más baratos del sector, en comparación con sus competidores superiores.

3.1.2 Normativa vigente

La actual legislación que regula la explotación de *drones* en España se incluye en el *Real Decreto-Ley 8/2014, de 4 de julio de aprobación de medidas urgentes para el crecimiento, la competitividad y la eficiencia*. Se encuentra en revisión y aún por desarrollar y responder distintas cuestiones.

Para la aplicación de esta norma a nuestro caso de estudio vamos a considerar que nuestro cuadricóptero tiene fines meramente recreativos, que para el análisis de su comportamiento y el alcance de este proyecto es más que suficiente. Con fines comerciales o profesionales la normativa sería mucho más restrictiva e implicaría el marcado como aeronave, llevar a cabo una serie de homologaciones de material e incluso requerimiento de titulaciones para alcanzar la aptitud de pilotaje, y estos no son objetivos del presente trabajo.

No obstante, la AESA (*Agencia Estatal de Seguridad Aérea*) establece una serie de recordatorios y recomendaciones que hace extensibles de los *drones* profesionales a los recreativos. Algunas de las más importantes son:

- Nunca perder de vista el dron ni superar el techo de 120 metros de altura.
- Los daños que pueda causar el dron son responsabilidad del que lo pilota.
- Volar con seguridad y en zonas adecuadas para el vuelo, como zonas de vuelo para aeromodelismo o zonas despobladas.
- No volar en zonas urbanas ni aglomeraciones puntuales como conciertos, parques o playas.
- Prohibido volar de noche o en las proximidades de aeropuertos o zonas de vuelo de aeronaves a baja cota.

Hobby / Vuelos recreativos

¿Qué puedo hacer con mi DRON?

El uso de un dron como hobby o como vuelo recreativo no necesita habilitación de AESA, pero debe cumplir unas normas de seguridad.
Para cualquier otro uso de un dron sí hay que acudir a AESA.

¿Qué debo saber antes de utilizar un DRON?

- ✓ Siempre tengo que tenerlo a la vista y no superar los 120 metros de altura.
- ✓ No es necesario ser piloto pero se debe saber volar con seguridad.
- ✓ Sólo se pueden volar los drones en zonas adecuadas para ello. Por ejemplo, zonas de vuelo de aeromodelismo, zonas despobladas, etc.
- ✓ Los daños que cause el dron son responsabilidad de quién lo maneja.

¿Qué NO puedo hacer con un DRON?

- ✗ No puedo volarlo en zonas urbanas.
- ✗ No puedo volarlo sobre aglomeraciones de personas: parques, playas, conciertos, bodas, manifestaciones, procesiones, etc.
- ✗ No puedo volarlo de noche.
- ✗ No puedo volarlo cerca de aeropuertos, aeródromos, etc.
- ✗ No puedo volarlo donde se realicen vuelos con otras aeronaves a baja altura (zonas de parapente, paracaidismo, aeródromos, helipuertos).
- ✗ No puedo poner en peligro a terceros.

EL DRON NO ES UN JUGUETE, ES UNA AERONAVE
El uso imprudente de un dron puede tener consecuencias.
Las multas por su uso indebido pueden alcanzar los 225.000 euros.

¡DIVERTIRSE SIGNIFICA VOLAR DE FORMA SEGURA!
Evite poner en peligro a otros aviones y a las personas y bienes en tierra.

Para más información: www.seguridadaerea.gob.es




Figura 3-1 Recomendaciones de la AESA para vuelos recreativos (Fuente [9])

Advierte la AESA que infringir cualquiera de estas recomendaciones, cualquier operación negligente o temeraria con estos aparatos podría causar multas de hasta 225.000 euros. [9]

Se prevé que, de cara a futura normativa se establezca en 0,2-0,25 kg el peso máximo a partir del cual considerar las distintas restricciones que la AESA prevé implantar de forma definitiva en territorio nacional, de manera análoga a otros países de la UE. En el caso de Estados Unidos, país con estrecha relación con los *drones*, se trabaja actualmente con 250 g de peso máximo. Se desarrolla el presente trabajo tomando esta cifra como referencia.

3.1.3 Modelos en el mercado y aplicaciones

La fiebre por los cuadricópteros de tamaño hasta 250mm, también llamados mini-cuadricópteros, ha alcanzado niveles de popularidad por todo el mundo muy altos en los últimos años. La demanda ha aumentado de forma exponencial gracias a la variedad de opciones existente, con numerosas características, precios y aplicaciones.

Estos aparatos que en sus muchas variantes empezaron siendo recursos militares, y que buscan en la actualidad abrirse campo en servicios diversos como la mensajería, se han centrado principalmente en dos líneas:

- Uso deportivo. En las denominadas carreras de *drones* o *drone racing*, competiciones por ver quién es el más rápido a través de circuitos establecidos. Estas competiciones no son nuevas en el mundo del radio control, sin embargo, existe un elemento que cambia el concepto conocido hasta ahora por completo: la realidad virtual. Es la capacidad FPV que se menciona a lo largo del trabajo, la conexión mundo real-mundo virtual el gran atractivo de estas carreras.

Existen numerosos grupos, torneos y ligas a nivel internacional, agrupados y organizados por la *International Drone Racing Association* (IDRA). Esta organización es responsable del surgimiento de este deporte y del escalafón internacional de pilotos en función de los resultados obtenidos en las distintas competiciones.



Figura 3-2 Circuito del *World Drone Prix*, torneo internacional realizado en Dubái en 2016 (Fuente [10])

- Uso lúdico. Supone el más extendido y ha dado lugar al conocimiento y expansión de la plataforma. Existen cientos de modelos en el mercado, muchos de ellos dados a conocer cada año en la Feria Internacional del Juguete en Núremberg, que es la exposición internacional del juguete, hobby y ocio más importante del mundo, así como otras ferias de la tecnología y robótica.

En comparación con los multicopteros de carreras, mucho más caros, se pueden conseguir estos aparatos por unas decenas de euros listos para volar, razón que los ha convertido en productos de reclamo para jóvenes y no tan jóvenes, acaparando estantes en jugueterías y tiendas de tecnología, así como numerosos portales en la web.



Figura 3-3 Logo de Expodrónica, Feria Internacional de Drones de Uso Civil en Zaragoza (Fuente [11])

3.1.4 Modelos «Do It Yourself»

Por otra parte, el tamaño de estos cuadricópteros los convierte en aparatos de referencia en diversos proyectos de investigación en numerosas universidades y centros de desarrollo tecnológico. Desde su diseño, implementación e integración en otras plataformas hasta su uso como herramienta para fines concretos.

Lejos de entornos universitarios con cierto prestigio y debido a que los elementos comerciales de los que se compone un cuadricóptero, se adquieren con facilidad en diferentes superficies comerciales, en la web se encuentran numerosas guías, tutoriales y kits para construir estos aparatos a nivel aficionado con apenas unos conocimientos de electrónica y soldadura básicos.

En ambos casos, se observa diversidad en cuanto a la elección de materiales, siendo los más comunes: fibra de carbono, aluminio, fibra de vidrio, titanio, policarbonato y madera de balsa. No obstante, con la irrupción de la tecnología de impresión 3D y como veremos más adelante, ya se encuentran modelos listos para imprimir en la web.

El presente trabajo *Diseño de chasis para micro cuadricóptero apto para fabricación mediante impresión 3D* se enmarca dentro de este grupo de aparatos, donde el diseño de su chasis es motivo de estudio y va ligado a la electrónica escogida –y justificada- dentro de las distintas opciones existentes en el mercado. En cualquier caso, se extraen conclusiones, soluciones e ideas de este grupo de cuadricópteros para la consecución del mismo.



Figura 3-4 Modelo DIY construido en madera (Fuente [12])

3.1.5 Uso militar y modelos de la Armada

La Armada Española, consciente del gran potencial con el que cuentan, se ha sumado al movimiento de los vehículos aéreos no tripulados equiparándose al resto de Fuerzas Armadas de primera línea.

Su primera participación con éxito se produjo en 2015 en la Operación Atalanta con el despliegue del *ScanEagle*, un UAV de ala fija desarrollado por la empresa *Boeing* destinado a labores de reconocimiento y vigilancia, no sin antes realizar numerosas pruebas en buques de la Flota, especialmente en los Buques de Acción Marítima con base en el Arsenal de Las Palmas de Gran Canaria.

Por otra parte, la empresa española *Indra* se encuentra en la fase final de desarrollo de un prototipo de helicóptero UAV denominado *Pelícano*, pensado para prestar apoyo en operaciones de control de tráfico marítimo, piratería, narcotráfico, inmigración ilegal, control de fronteras, etcétera.

Por último y más reciente, se encuentra el dron *Huggin X-1* adquirido por la Infantería de Marina (Tercio de Armada y Fuerza de Guerra Naval Especial en concreto) a principios de 2016. Este es el aparato más próximo a nuestro futuro diseño. Se trata de un cuadricóptero desarrollado por la empresa danesa *Sky-Watch*, un 580 con un peso de 900g y una autonomía de 25-30 minutos. Presta apoyo en el reconocimiento y vigilancia, recopila inteligencia, alerta de la posible existencia de artefactos explosivos o tiradores de precisión entre otras.

Por las características descritas, ninguno de los *drones* con los que cuenta actualmente la Armada Española se adecua a las características que este trabajo plantea. Su inexistencia supone una motivación, implementar estos *drones* de tamaño inferior a 250mm permitiría ampliar las labores de reconocimiento y alerta en construcciones *indoor* o exteriores de difícil acceso. Como pueden ser barcos o edificios, escenarios en los que distintas unidades de la Armada se exponen a amenazas de lo más imprevisibles y desarrollan numerosas labores en la actualidad.

Sin embargo, ya se cuenta con *drones* de este tipo en el contexto internacional. Es el caso del *Black Hornet*, un monocóptero de 120mm que cabe de sobra en una mano y es usado desde el año 2011 en infiltraciones llevadas a cabo por los militares británicos en Afganistán y recientemente por las fuerzas especiales norteamericanas. Este dron de tecnología noruega cuenta con capacidad FPV y tiene una autonomía de 25 minutos. Tiene un rango superior a los 1000m en enlace *Line Of Sight*, y en su segunda versión *Block II* se le ha implementado la capacidad de visión nocturna entre otras mejoras según señala el Comandante noruego retirado Walter Christian Háland en la revista *Truppendienst* [13].



Figura 3-5 *Black Hornet* en operaciones de combate en población (Fuente [13])

3.2 Cuadricópteros fabricados por impresión 3D

3.2.1 ¿Cómo surge la impresión 3D en drones?

A la hora de adquirir un dron, es un aspecto de gran importancia la facilidad para reponer piezas susceptibles de rotura y componentes con probabilidad de desgaste por funcionamiento. Esta necesidad se acentúa ante la presencia de otras variables, entre las que destacan, las condiciones meteorológicas a las que va a funcionar usualmente el aparato y la habilidad del piloto a los mandos del mismo. La probabilidad de caída de un dron dirigido por un piloto inexperto y en condiciones meteorológicas adversas es muy superior a la que tiene un piloto experto en un espacio cerrado, por ejemplo.

Por otra parte, el campo de los *drones* está sujeto al avance tecnológico de manera directa. Debido a la aparición de nuevas tecnologías, así como al *feedback* que generan todos los usuarios con su experiencia, las grandes compañías actualizan paulatinamente sus componentes y aparatos, sacando nuevas y mejoradas versiones.

De esta forma y a raíz de esta necesidad de adaptación y mejora continua surge la incursión de la impresión 3D en el mundo de los *drones*.

En un primer momento, la idea es reemplazar piezas dañadas que se rompen con frecuencia, que son difíciles de adquirir, tienen un precio elevado o directamente no existen. Del mismo modo, se populariza en el mundo aficionado el diseño de soportes para cámaras, o incluso mejoras de algún componente específico a medida que ese apartado evoluciona. Sin embargo, las características de los materiales de impresión los hacen idóneos no sólo para piezas puntuales, sino para fabricación de chasis completo -también conocido como *frame*- y casi cualquier pieza a excepción de los componentes electrónicos. Esta ventaja, ha sido aprovechada por los *drones* modelos «*Do It Yourself*» en numerosos proyectos, ligada al mismo tiempo a la expansión de la tecnología de impresión 3D.



Figura 3-6 Modelo de cuadricóptero impreso en 3D (Fuente [14])

3.2.2 Materiales de impresión

Los materiales más usados en tecnologías de impresión 3D son los polímeros termoplásticos, si bien, aunque sean los más extendidos también existen impresoras que trabajan con metales, vidrio, hormigón, etcétera.

Un polímero está formado por miles de monómeros, que son moléculas más pequeñas. El proceso de conformación de un polímero, en el que se van uniendo los distintos monómeros se denomina

polimerización. Los termoplásticos son polímeros lineales, solubles en algunos disolventes orgánicos, ramificados o no y capaces de fundir y solidificar varias veces, es decir, también son reciclables.

Una característica de los termoplásticos en general es su grado de cristalinidad, es decir, cuanto está ordenada su estructura. De esta manera nos encontramos con polímeros cristalinos –pese a que no existe en la práctica un polímero perfectamente cristalino- y polímeros amorfos, atendiendo al grado de orden de sus estructuras. Los dos polímeros más usados en la impresión 3D son el ABS y el PLA:

- **ABS. Acrilonitrilo Butadieno Estireno**, son los nombres de los tres monómeros por los que este polímero amorfo está compuesto. Es uno de los plásticos más usados en la industria y combina las características de cada monómero por separado. Su consumo se ha disparado en las últimas décadas, convirtiéndolo en un polímero extendido y accesible, además de contar con numerosas propiedades, entre las que destacan su resistencia química, resistencia mecánica y tenacidad. Todo ello lo han convertido en un material de referencia en la tecnología de impresión 3D. Frente al PLA, el ABS está especialmente indicado cuando el objeto impreso va a exponerse a temperaturas extremas. Como desventaja, cabe destacar que el ABS requiere de cama caliente para ser impreso. La cama caliente hace referencia a la base sobre la que se deposita el filamento fundido que se encuentra a una temperatura establecida para ganar adherencia y evitar que la pieza se desprende o se retraiga debido a diferencias de temperaturas.
- **PLA. Ácido Poliláctico**, se trata de un termoplástico rígido que puede encontrarse semicristalino o amorfo y se obtiene de recursos naturales como la caña de azúcar o la madera. Es idóneo para aplicaciones relacionadas con la comida gracias a sus buenas características organolépticas. No es tóxico y es biodegradable.

| ABS | PLA |
|---|---|
| T ^a transición vítrea = 110°C | T ^a transición vítrea = 65°C |
| Requiere cama caliente | Funciona sin cama caliente |
| Poca adherencia | Buena adherencia |
| Más opaco que el PLA | Terminación con más brillo y mayor disponibilidad de colores |
| Resistente a altas temperaturas | Poco resistente a altas temperaturas |
| Se puede mecanizar con suma facilidad | También se puede mecanizar, pero más difícil de trabajar |
| Poco vulnerable a degradación y estable ante productos químicos | Vulnerable a degradación por humedad, luz directa del sol y sobrecalentamientos |
| Derivado del petróleo | Origen vegetal |
| Utilizado en aplicaciones que impliquen altos esfuerzos y bajo peso | Alternativa sostenible y biodegradable utilizada como sustituto de los derivados del petróleo |

Tabla 3-1 Comparativa características del ABS y PLA (Elaboración propia)

Otros polímeros usados en impresión de *drones* e igualmente válidos son el PLA/ABS con filamentos de fibra de vidrio o de carbono, Nylon, HIPS (poliestireno de alto impacto), PC (policarbonato), PVA (acetato de polivinilo), y PET (polietilén tereftalato). [15]



Figura 3-7 Distintos materiales de impresión en sus correspondientes bobinas (Fuente [15])

3.3 La tecnología de impresión 3D empleada

3.3.1 La máquina empleada y el método de fabricación

La máquina empleada para el diseño del chasis de nuestro cuadricóptero es la impresora 3D *Witbox* de la marca española BQ, situada en el Centro Universitario de la Defensa en la Escuela Naval Militar. Esta impresora sale al mercado en el año 2014, estando actualmente presente en más de 40 países.

En comparación con sus competidores, esta máquina ofrece una de los espacios más grandes de impresión, con una precisión por encima de la media. Además, el software que necesita es *open source*, lo cual suma compatibilidad y libertad de uso. Su *hardware* permite modificarla y actualizarla. Sin embargo, su punto débil es que solo permite imprimir PLA. [16]

Esta impresora utiliza el método Fabricación de Filamento Fundido (FFF), el cual consiste en añadir, capa a capa, filamento del polímero escogido hasta conformar la pieza diseñada. Como se ve en la Figura 3-8, el filamento se encuentra en una bobina –formato en el que se compra- y es llevado hasta un extrusor donde se regula la cantidad de filamento que debe pasar y también donde se corta su paso. A continuación, el filamento es conducido hacia la boquilla, donde es fundido y forzado a pasar a través de ella gracias a la acción de un calentador. El extrusor es capaz de moverse en el espacio en los tres ejes.

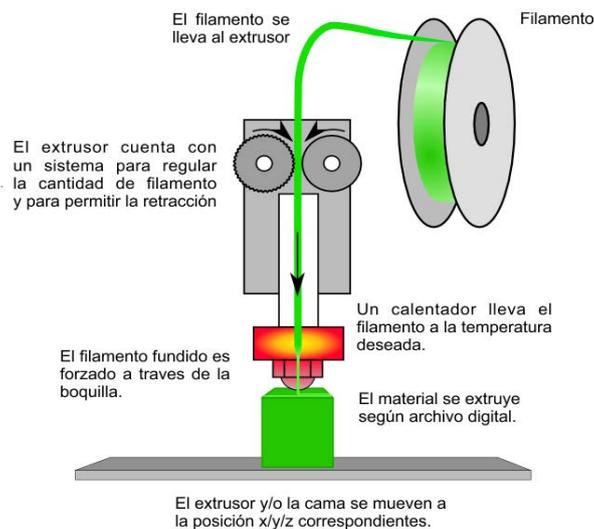


Figura 3-8 Funcionamiento de boquilla de impresión 3D con método FFF (Fuente [15])

3.3.2 Material empleado

Como se describe en el punto anterior, debido a las características de la impresora utilizada, el material a imprimir será PLA, introducido en el punto 3.2.2.

Debemos considerar que debido a la temperatura de transición vítrea de este material –muy por debajo del ABS- se puede tener problemas de contracción y precisión dimensional indeseados. Por último y adecuándonos a la boquilla de la *Witbox* la bobina de PLA tendrá un diámetro de 1,75mm.

| Característica | Magnitud |
|--|-----------------|
| Densidad (g/cm ³) | 1.25 |
| Elongación a la rotura | 6% |
| Comienzo de fusión (°C) | 160 |
| Módulo de elasticidad (GPa) | 3.5 |
| Relación fuerza-peso (kN-m/kg) | 40 |
| Resistencia a la tracción (MPa) | 50 |
| Resistencia a la flexión (MPa) | 80 |
| Capacidad calorífica específica (J/kg-K) | 1800 |
| Conductividad térmica (W/m-K) | 0.13 |

Tabla 3-2 Características PLA (Fuente [17])

4 SELECCIÓN DE LOS COMPONENTES COMERCIALES

A lo largo de este capítulo se aborda una evaluación de componentes comerciales según los requisitos de diseño previstos en el chasis. Para ello se destacan ventajas e inconvenientes de cada uno y se realizan diferentes configuraciones con los elementos de propulsión a través de herramientas de simulación para aeronaves radio controladas. Se incluye también en este capítulo un estudio y selección de los componentes necesarios para implementar la capacidad FPV en el diseño.

4.1 Disposición del chasis

Para estudiar los distintos componentes comerciales que necesita nuestro chasis, se debe conocer las limitaciones de diseño propuestas de inicio. Las que más interesan para ello son en esencia dos, tal y como se ha descrito anteriormente. En primer lugar, el tipo de multirotor: un cuadricóptero. En segundo lugar, su tamaño: 180 mm (distancia finalmente escogida para intentar lograr un cuadricóptero con peso inferior a 250 g).

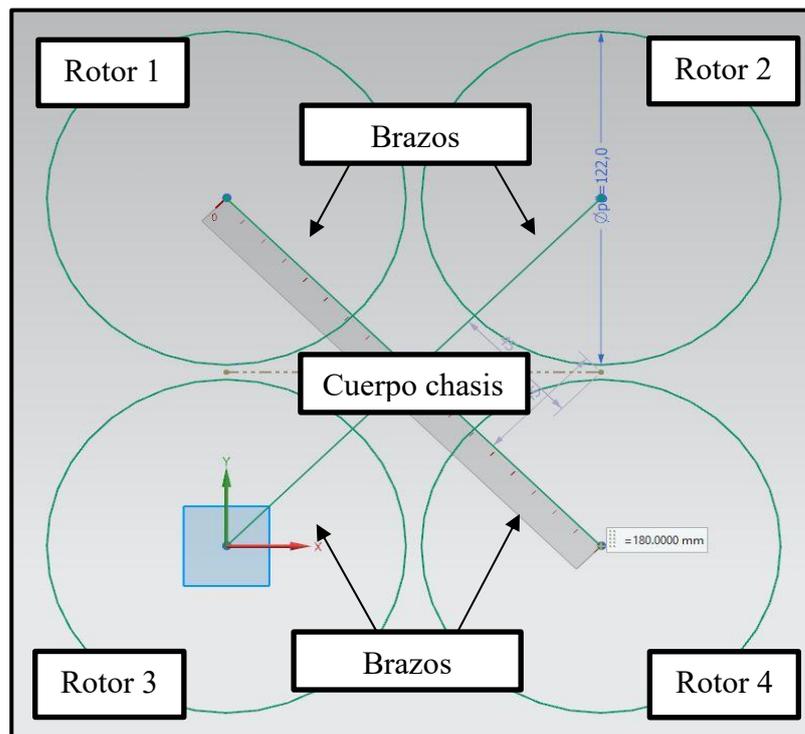


Figura 4-1 Distribución básica de chasis (Elaboración propia)

Partiendo de esta condición, el siguiente paso es enumerar los distintos elementos que necesita el cuadricóptero para efectuar vuelo, sumando la capacidad FPV propuesta, que sus brazos han de ser plegables y el chasis impreso en 3D en su totalidad. Se partirá de lo general, hasta llegar al elemento concreto que más se adecúe a nuestro diseño tras realizar distintas simulaciones. Por lo tanto, los elementos que deben situarse en nuestro chasis son:

- 1) Hélices
- 2) Motores
- 3) Batería
- 4) ESC
- 5) Controladora
- 6) Cámara FPV
- 7) Transmisor vídeo
- 8) Receptor radiocontrol

4.1.1 Herramienta de simulación de prestaciones

Se plantea difícil simular el comportamiento de un multirrotor una vez diseñado. La combinación de los diferentes componentes debe estar optimizada para lograr la mayor eficiencia. Esta tarea puede hacerse empleando distintas fórmulas matemáticas a partir de las características de los componentes.

Sin embargo, también existe una herramienta de simulación conocida y extendida en este campo, que ofrece una gama nutrida de componentes y una visión de comportamiento final de nuestro cuadricóptero –y otras combinaciones de multicóptero o UAV también puede calcular- muy próxima a la realidad. Se trata del *eCalc* [18] en su módulo *xcopterCalc-Calculador de Multicópteros*. Este servicio web ofrece una versión gratuita –limitada en componentes- y una versión de pago con acceso a la mayoría de marcas comerciales de componentes presentes en el mercado. Se emplea esta herramienta en su versión de pago para la simulación y elección de los distintos componentes de este trabajo.

La interfaz de la herramienta es bastante intuitiva. Se presentan los cuatro componentes más importantes que tienen que ver con el rendimiento del cuadricóptero: motores, batería, ESC y hélices. Para cada uno de ellos, cuenta con desplegables con los diferentes modelos que tiene en su base de datos la aplicación. Por otra parte se pueden añadir condiciones de entorno tales como temperatura y altura de campo de vuelo, así como el peso del aparato como puede verse en la Figura 4-3 (recuadro azul).



Figura 4-2 Logo del módulo *xcopterCalc* de *eCalc* (Fuente [18])



Figura 4-3 Interfaz eCalc (Fuente [18])

Una vez introducidos los datos de los cuatro módulos descritos, el eCalc devuelve información acerca del comportamiento del cuadricóptero dividida en varias categorías. En primer lugar, se observan los datos de la batería lo cuales útil para estimar la autonomía del aparato. Seguidamente, se observa el comportamiento del motor cuando se encuentra en eficiencia óptima, que no es más que el momento en el que el motor aprovecha la energía de las baterías de forma más eficiente. A continuación, se ven datos del motor funcionando a máxima potencia, momento en el que es conveniente conocer temperatura y energía que debe ser capaz de proporcionar la batería. También devuelve el eCalc datos de vuelo en estacionario -Hover- en el que hay que reseñar especialmente el porcentaje de acelerador necesario para mantener el cuadricóptero en este estado. Este debe estar por debajo del 65%, pues de lo contrario estaríamos rondando el límite de potencia máximo solo para mantener el aparato en estacionario. En el penúltimo resumen que devuelve el servicio web, hace un estudio de potencia y corriente para facilitar la selección de circuitería y cables a usar, así como la importante relación empuje-peso. Por último, se presenta un resumen de pesos, con peso propio según datos añadidos y peso adicional que podría añadirse, así como unas estimaciones de velocidad máxima y trepada de diseño (Figura 4-3 recuadro rojo).

4.1.2 Sistema propulsor: hélices y motores

Antes de introducir datos en el simulador sin ningún patrón claro más que el tamaño y disposición del chasis, se procede a establecer una serie de restricciones impuestas por diseño. Se comenzará dimensionando el sistema propulsor, debido a que la mayoría de los otros componentes van ligados a la elección del mismo. Además, tomamos el conjunto motor-hélice porque el comportamiento de uno va ligado a las características del otro, es decir, cada motor se comporta de una manera distinta con distintos tipos de hélice.

La primera cuestión a resolver es ¿qué diámetro de hélice máximo admite mi chasis de 180mm? Este espacio de diseño inicial queda definido según la Figura 4-1. Con 180mm de diagonal entre ejes de motores, con todas las hélices en el mismo plano contamos con un espacio máximo aproximado de 122mm sin que exista contacto entre ellas, es decir, nuestra elección en todo caso ha de ser inferior a 4.8" de diámetro (magnitud normalmente empleada en hélices). Siendo esta nuestra primera referencia,

observamos como con este diámetro las circunferencias descritas por las hélices son casi tangentes entre sí, teniendo dos problemas: no contamos con espacio apenas en el centro geométrico del chasis para situación de hipotéticos elementos en el mismo plano a mayores, y, en segundo lugar, podemos tener problemas de sustentación por los flujos existentes entre hélices.

Llegado a este punto, se decide acudir al mercado para observar las soluciones que proponen los cuadricópteros de tamaños similares, especialmente los 180mm. La idea es tomar componentes de referencia para llevar a cabo distintas simulaciones con nuestro modelo.

| Nombre | Diámetro / Paso | Número palas | Material |
|----------------------|-----------------|--------------|----------------------------|
| Gemfan 4045 | 4" / 4,5" | 2 | ABS/Nylon/Fibra de carbono |
| Gemfan 4040 | 4" / 4" | 2 | ABS/Nylon/Fibra de carbono |
| Gemfan 4030 | 4" / 3" | 2 | ABS/Nylon/Fibra de carbono |
| Gemfan 3030 | 3" / 3" | 2 | ABS/Nylon/Fibra de carbono |
| Gemfan 4045 Bullnose | 4" / 4,5" | 3 | ABS/Nylon/GRP |

Tabla 4-1 Hélices comunes en cuadricópteros 180 (Elaboración propia)

| Motor | RPM/V | Peso | Batería | ESC | Máx. Corriente |
|---------------|---------|------|---------|---------|----------------|
| DYS 1306 | 3100 KV | 13 g | 2S/3 S | 6-10 A | 8 A |
| Scorpion 1306 | 3100 KV | 13 g | 2S/3 S | 6-10 A | 8 A |
| Sunnysky 1306 | 3100 KV | 12 g | 2S/3 S | 6-10 A | 8 A |
| Emax 1806 | 2280 KV | 18 g | 3S/4 S | 4-12 A | 10.6 A |
| Cobra 2204 | 1960 KV | 25 g | 3S/4 S | 10-20 A | 12 A |

Tabla 4-2 Motores típicos en cuadricópteros 180 (Elaboración propia)

De esta búsqueda se extrae que las hélices más empleadas son las 4045 bipala, y por otra parte que la serie 1306 en motores es protagonista. Así que se procede a simular el comportamiento del cuadricóptero con estos motores y hélices teniendo en cuenta sus características, así como con variadores y batería apropiados. De esta forma, se exploran las ventajas de cada uno de los diseños variando la elección de componentes a razón de converger en la propuesta más eficiente.



Figura 4-4 Tamaño de la serie 1306 sobre el dedo de una persona (Fuente [19])

4.1.3 Batería

La batería se trata de un elemento de crucial importancia, pues supone uno de los componentes más pesados en cuadricópteros de este tamaño, si no el que más en la mayoría de casos. Por lo tanto, su elección ha de estar muy sujeta a la relación capacidad/peso.

Las baterías a escoger, como se menciona en la introducción, son de tipo LiPo debido a sus características. La autonomía que se establece como objetivo es de entre 8 y 10 minutos. De esta manera, y tras iterar con el *eCalc* con baterías de 2 y 3 celdas, teniendo en cuenta los motores elegidos, hélices y peso aproximado del conjunto se concluye que los mejores resultados se obtienen con 3S con capacidades de entorno a los 1000 mAh. A partir de aquí, se acude al mercado para elegir un modelo que cumpla con estos requisitos, obteniendo:

| Nombre | Celdas | Capacidad | Peso |
|----------------------|--------|-----------|------|
| SLS XTRON 30-60C | 3 | 1000 mAh | 98 g |
| Turnigy 20-30C | 3 | 1000 mAh | 93 g |
| Zippy Compact 35-45C | 3 | 1000 mAh | 82 g |
| Overlander 35-60C | 3 | 1000 mAh | 80 g |

Tabla 4-3 Baterías más frecuentes con las características descritas (Elaboración propia)

La elegida es en esta ocasión la *Zippy Compact 35-45C*, con unas dimensiones de 76x34x18 mm. Con los valores 35-45C obtenemos que puede descargar 35 A de manera continua y hasta 45 A de pico por tiempo limitado (segundos), lo cual cumple con la corriente requerida por los motores a máxima potencia.

$$3S \ 1000 \text{ mAh} \ 35-45C \rightarrow 1 \text{ A} \cdot 35C = 35 \text{ A cte.} // 1 \text{ A} \cdot 45C = 45 \text{ A pico}$$



Figura 4-5 Imagen de la batería escogida (Fuente [19])

4.1.4 ESC

Teniendo en cuenta la máxima corriente de trabajo de los motores elegidos, que ronda los 6 A en simulación para cada uno, se buscan variadores con un límite por encima de esta medida. Algunas de las opciones más habituales en el mercado son:

| Nombre | Corriente | Peso | Batería admitida |
|------------------------|-----------|-------|------------------|
| Blue Series | 12 A | 10 g | 2S-4 S |
| DYS SN20A | 20 A | 8 g | 2S-4 S |
| FVT Littlebee | 20 A | 4 g | 2S-4 S |
| Turnigy Multistar Mini | 12 A | 6.7 g | 2S-3 S |
| Afro Ultra Lite | 12 A | 10 g | 2S-4 S |

Tabla 4-4 Variadores más presentes en el mercado (Elaboración propia)

La opción escogida es la *Turnigy Multistar Mini* de 12 A. Con 6.7 g de peso es uno de los variadores más ligeros del mercado, y, además, fácil de conseguir por ser bastante común. Sus dimensiones 22x12 mm lo hacen apropiado para el tamaño de nuestro chasis. Por último, acepta baterías 2S y 3S por lo que la batería escogida en nuestro diseño es válida con este ESC.

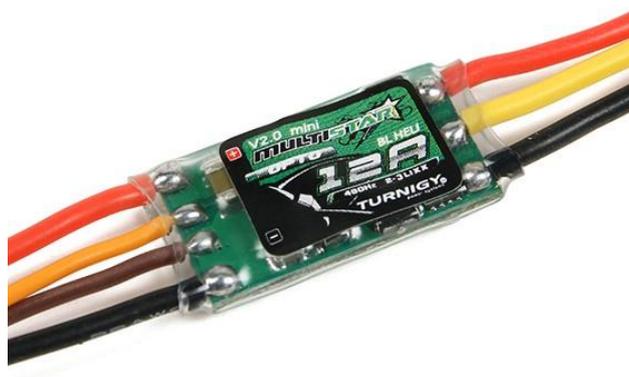


Figura 4-6 Imagen del variador escogido (Fuente [20])

4.1.6 Simulación eCalc

La selección del grupo propulsor, batería y variadores ha sido fruto de una serie de iteraciones con la herramienta *eCalc* para obtener una relación de componentes finales y pasar al diseño integral del chasis. En este apartado, se explican las consideraciones que se tienen en cuenta para nuestra simulación y se habla de los resultados obtenidos.

Primero, se seleccionan como parámetros de entorno y características generales los siguientes:

- 1) Refrigeración excelente. Se hace esta suposición debido a que el motor se encuentra en constante contacto con el aire libre, sin ningún tipo de carcasa protectora o elemento que impida una refrigeración en toda su superficie.
- 2) Número de rotores determinado por diseño 4.
- 3) Peso del modelo. Se establece en 250 g, como se ha explicado anteriormente.
- 4) Tamaño de armazón 180 mm determinado por diseño.
- 5) Variables atmosféricas por defecto. Altura sobre el nivel del mar 500 m, temperatura 25°C, presión 1013HPa.

| | | | | | | | | | |
|---------|---|---------------------------------|-------------------------------------|--------------------|---|--|--|------------------------------|--|
| General | Refrigeración del Motor: excelente ▾ | Nº de rotores: 4 simple ▾ | Peso del modelo: 250 g 8.8 oz | con Motorización ▾ | Tamaño del armazon: 180 mm 15.75 inch | Límited de inclinación de la FCU: sin límite ▾ | Altura del campo 500 m ASL 1640 ft ASL | Temp. aire 25 °C 77 °F | Presion (QNH): 1013 hPa 29.91 inHg |
|---------|---|---------------------------------|-------------------------------------|--------------------|---|--|--|------------------------------|--|

Figura 4-8 Parámetros de entorno y características generales elegidas (Fuente [18])

El siguiente paso, es seleccionar el tipo de batería. En este punto se hacen diferentes pruebas, con baterías LiPo de 2 y 3 celdas, combinando con distintas alternativas de grupo propulsor y se concluye que a efecto de simulación se usará una LiPo 3S con 850 mAh - 25/35C. Es conveniente recordar que la batería finalmente seleccionada tiene 150 mAh de capacidad más y peso muy similar, pero el simulador solo permite seleccionar los valores 850 mAh y 1250 mAh.

A continuación, se eligen los variadores estableciendo la máxima corriente que estos pueden aguantar en 10A (aunque los ESC elegidos sean capaces de superar este límite), que serán suficientes para cada uno de nuestros motores.

Después de esto se pasa al módulo de los motores donde *eCalc* ofrece una amplia gama de componentes existentes en el mercado y seleccionamos el DYS BX 1306-3100 (por disponibilidad y precio esta es nuestra elección final). También se hacen pruebas con DYS BX 1306-4000 y con DYS BX 1306-2300, con peores resultados.

Por último, se eligen las hélices, donde se evalúa el comportamiento de las 4030, 4045 y 4040 bipala. Se obtienen los mejores resultados con la 4030. Este es el elemento que más difiere de nuestra búsqueda en el mercado, donde parecían indiscutibles las 4045.

Tras introducir todos estos parámetros en los distintos módulos, comprobamos los resultados que estima *eCalc* viendo si la elección final es adecuada para nuestro diseño:

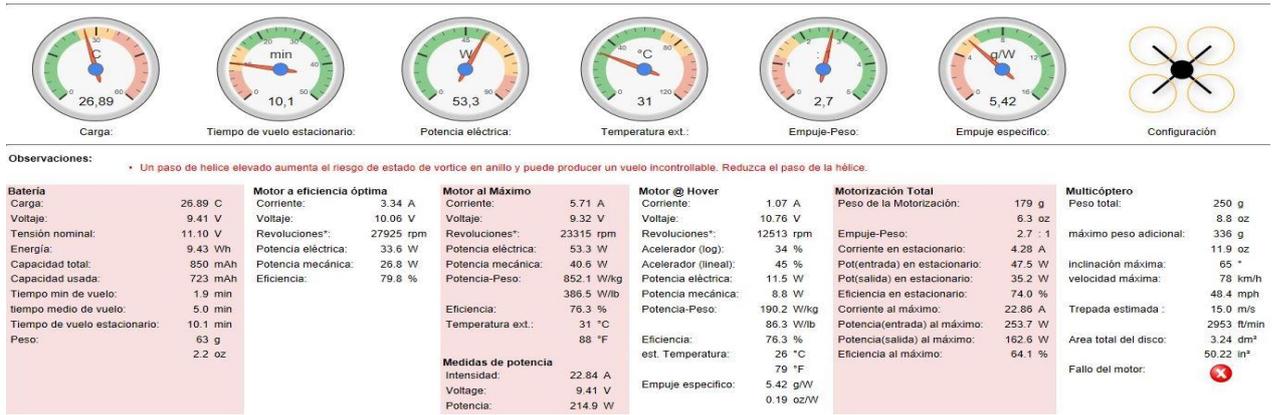


Figura 4-9 Resultados eCalc (Fuente [18])

Se observa una autonomía de 10 minutos en estacionario y podemos considerar que la aeronave se mantendrá la mayor parte del tiempo en esta condición y los movimientos requeridos son puntuales y no tienen que ser a máxima potencia. Este dato cumple con nuestros requisitos de autonomía planteados. Sin embargo, está sujeto a distintos errores de simulación, entre ellos el peso, por lo que la autonomía real se calculará en las pruebas de vuelo. También se cumple con amplio margen la relación empuje-peso con 2.7:1 -siendo recomendada por encima de 2- por lo que se garantiza la maniobrabilidad del cuadricóptero. Se observa también que la batería está correctamente dimensionada. Aparece un aviso en caso de tener fallo en un motor, pues podría perderse el control del aparato. Otros datos relevantes son:

| Característica | Magnitud | Característica | Magnitud |
|------------------------|----------|----------------------------------|----------|
| Máximo peso adicional | 336 g | Eficiencia energética | 79.8% |
| Máx. ángulo de guiñada | 54° | % Acelerador lineal estacionario | 45% |
| Velocidad máx. | 78 km/h | Corriente de descarga máx. | 23 A |
| Vel. trepada máx. | 15 m/s | Potencia máx. | 215 W |

Tabla 4-6 Datos relevantes simulación (Elaboración propia)

En la tabla que se muestra a continuación se muestran las distintas configuraciones con las que se probaron hasta converger en la que se consideró la más óptima. Se muestra para cada configuración el componente elegido: batería, motores y hélices en casa caso.

| Prueba | Batería | Motor | Diámetro | Paso |
|----------------------|--------------------------------|-------------------------|-----------|-----------|
| 1 ^a | LiPo 850 mAh -25/35C 3S | DYS BX 1306-2300 | 4" | 3" |
| 2 ^a | LiPo 850 mAh -25/35C 3S | DYS BX 1306-2300 | 4" | 4" |
| 3 ^a | LiPo 1200 mAh -25/35C 2S | DYS BX 1306-3100 | 4" | 3" |
| 4 ^a | LiPo 1200 mAh -25/35C 2S | DYS BX 1306-3100 | 4" | 4" |
| 5 ^a | LiPo 850 mAh -25/35C 2S | DYS BX 1306-3100 | 4" | 4,5" |
| 6^a | LiPo 850 mAh -25/35C 3S | DYS BX 1306-3100 | 4" | 3" |
| 7 ^a | LiPo 1200 mAh -25/35C 2S | DYS BX 1306-4000 | 4" | 3" |
| 8 ^a | LiPo 1200 mAh -25/35C 2S | DYS BX 1306-4000 | 4" | 4" |

Tabla 4-7 Resumen de pruebas efectuadas con *eCalc* (Elaboración propia)

En la siguiente tabla se ve un resumen con algunas de las características que se han seleccionado como más destacadas para cada prueba para poder compararlas entre sí. La relación empuje-peso como se ha mencionado anteriormente es una característica fundamental, del mismo modo, cumplir con la autonomía que se ha establecido al inicio es uno de los objetivos del trabajo. Tanto en esta tabla como en la anterior, se resalta en negrita la elección elegida.

| Prueba | Consumo máximo | Relación empuje-peso | Tiempo medio de vuelo | Tiempo de vuelo en estacionario |
|----------------------|----------------|----------------------|-----------------------|---------------------------------|
| 1 ^a | 3,01 A | 1,8 | 6,1 min | 9,9 min |
| 2 ^a | 3,52 A | 2 | 5,7 min | 9,7 min |
| 3 ^a | 3,44 A | 1,6 | 6,7 min | 9,5 min |
| 4 ^a | 4,07 A | 1,7 | 6,3 min | 9,3 min |
| 5 ^a | 4,86 A | 1,9 | 0 min | 0 min |
| 6^a | 5,71 A | 2,7 | 5 min | 10,1 min |
| 7 ^a | 6,01 A | 2,1 | 5,6 min | 9,1 min |
| 8 ^a | 4,07 A | 1,7 | 6,3 min | 9,3 min |

Tabla 4-8 Resumen de resultados de las pruebas realizadas con *eCalc* (Elaboración propia)

4.1.7 Capacidad FPV

Existen muchas opciones para implementar la capacidad FPV en multirrotores. Varían en gran medida por el tamaño del aparato en el que van montados, siendo de altas prestaciones en los mayores y más limitadas en los modelos más pequeños. Para poder sumar esta capacidad de vista en primera persona se necesita básicamente:

- 1) Cámara.
- 2) Transmisor de vídeo (Tx) con antena.
- 3) Receptor de vídeo (Rx) con antena.
- 4) Pantalla o gafas de visualización de imagen.

Se procede a analizar la elección comercial más frecuente de estos componentes en el rango de tamaño que nos afecta, encontrándose modelos de tamaño realmente reducido. Existen dos configuraciones posibles: cámaras con transmisor de vídeo integrado y sin él. En el segundo caso habría

que elegir ambos por separado, pero se cuenta con modelos más pequeños y mayor libertad de posicionamiento. En el caso de estar cámara y transmisor integrados, la antena del transmisor suele alcanzar alturas de hasta 40 mm, por lo que inicialmente se descarta esta opción para nuestro diseño.



Figura 4-10 Ejemplo de cámara con transmisor de vídeo integrado (Fuente [21])

De esta forma, tras un análisis de cámaras y transmisores se elige la *CCD Mini CCTV Camera*, que con unas dimensiones de tan sólo 12.5x12.5x17 mm y 3.5 g de peso la convierten en ideal para nuestro chasis.



Figura 4-11 Imagen de la cámara seleccionada (Fuente [21])

Algunas de las características más interesantes de este modelo son las siguientes:

| Característica | Magnitud |
|---------------------------------|---------------------------------|
| Resolución | 1280x960 |
| Rango de fuente de alimentación | 3.7-5 V |
| Lente | 1.8mm (170°) |
| Píxeles | 648x488 (Horizontal x vertical) |

Tabla 4-9 Características cámara seleccionada (Elaboración propia)

Una vez seleccionada la cámara, se selecciona un transmisor de vídeo acorde a las características de esta, intentando que el candidato sea lo más ligero y reducido posible. Siguiendo estas premisas, con un peso de 7.3 g y unas dimensiones de 30x20x8 mm se escoge el *TS5840 Eachine*.



Figura 4-12 Imagen del transmisor de vídeo escogido (Fuente [21])

| Característica | Magnitud |
|---------------------------|-------------|
| Frecuencia de transmisión | 5.6-5.9 GHz |
| Voltaje de entrada | 7-24 V |
| Potencia de trabajo | 200 mW |
| Temperatura de trabajo | 10-85°C |

Tabla 4-10 Características del transmisor de vídeo seleccionado (Elaboración propia)

El diseño del chasis contempla la implementación de la capacidad FPV con los elementos descritos anteriormente. Sin embargo, no llegan a montarse en el aparato debido a que las pruebas de vuelo del cuadricóptero no buscan comprobar esta capacidad, sino que el aparato sea capaz de volar normalmente. Por lo tanto, el receptor de vídeo y la pantalla o gafas de visualización, son componentes que no se escogen para este proyecto.

4.1.8 Receptor de radiocontrol

El receptor de radiocontrol es un componente que no afecta al diseño del cuadricóptero directamente. Por disponibilidad, se escoge el *Futaba2008SB* para realizar las pruebas de vuelo previstas. Se trata de un receptor de medidas y peso bastante convencionales, si bien existen modelos más ligeros.



Figura 4-13 Imagen del receptor de radiocontrol escogido (Fuente [20])

5 DESARROLLO DEL PROCESO DE DISEÑO

A lo largo de este capítulo se establece el desarrollo del diseño del chasis en sí, planteando un primer modelo funcional que es optimizado en distintas iteraciones a través de diferentes ensayos definidos mediante análisis de elementos finitos. Para ello se establece de antemano una secuencia u orden de actuación a modo de metodología para alcanzar el resultado de forma ordenada.

5.1 Bases de diseño

Diseño de chasis para micro cuadricóptero apto para fabricación mediante impresión 3D es un trabajo eminentemente centrado en el diseño mecánico de un chasis para cuadricóptero. Este debe albergar una relación de componentes comerciales elegidos de forma justificada. Además, presenta el diseño de una aeronave capaz de reunir una serie de capacidades y características de entre las que destaca sobremanera el poder ser impreso en 3D con sus particularidades derivadas

5.1.1 Consideraciones iniciales, ¿por dónde empezar?

Antes de dar paso al diseño del cuadricóptero, se establece una serie de especificaciones iniciales con respecto a características generales del mismo. Estas características deben satisfacer los siguientes requisitos funcionales:

1. Atender al dimensionado inicial, es decir, un cuadricóptero de tamaño 180mm.
2. Acoplar los componentes comerciales descritos en el capítulo 4. Esto sigue un proceso inverso a lo que puede parecer lógico, pues queremos saber cómo debe ser y qué forma ha de tener nuestro cuadricóptero a partir de unos elementos ya existentes, disponibles en el mercado y necesarios para el funcionamiento (motores, hélices, batería, etcétera).
3. Capacidad de ser plegado minimizando así su volumen para ser transportado.
4. Poseer espacio suficiente para albergar los componentes que le otorguen capacidad FPV. Esta característica responde a una de las tareas objetivo para las que se desarrollará el cuadricóptero.
5. Garantizar una cierta resistencia de la estructura ante incidencias o condiciones particulares de vuelo previo a la rotura. Esto incluye tren de aterrizaje y brazos, además del núcleo del chasis.
6. Optimizar el peso al máximo para alcanzar la relación empuje-peso obtenida en la simulación.
7. Por supuesto, que pueda ser impreso en 3D con la tecnología a la que tenemos acceso.

5.1.2 Diagrama de flujo del proceso de diseño

Para lograr definir la secuencia de procesos a seguir en el diseño, se crea el diagrama de flujo de la Figura 5-1. Este algoritmo de proceso pretende mostrar de forma clara y ordenada la metodología que se sigue desde el inicio hasta la obtención del diseño final.

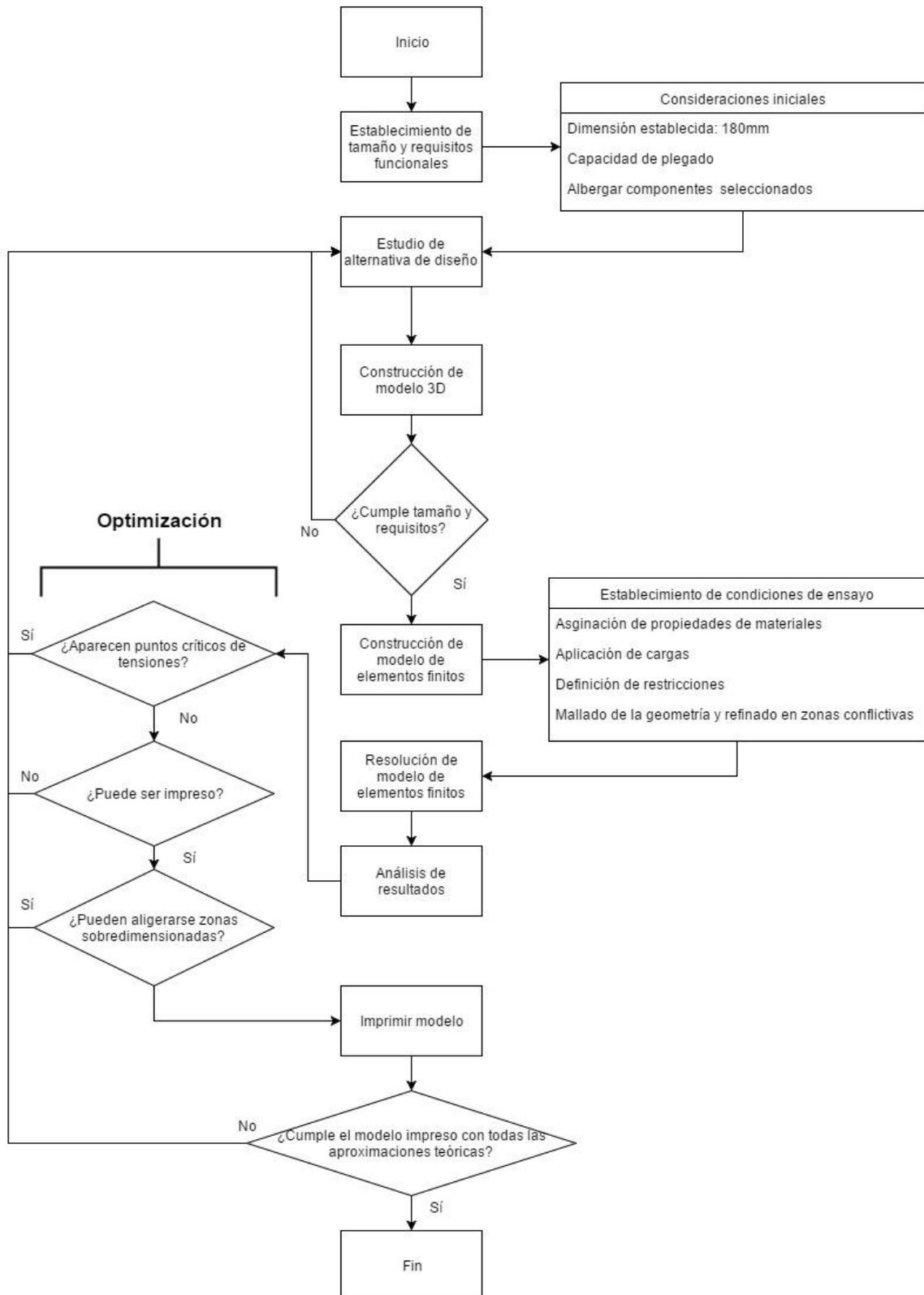


Figura 5-1 Diagrama de flujo del proceso de diseño (Elaboración propia)

5.1.3 Software de diseño empleado

El *software* empleado en el diseño de nuestra plataforma es el *Siemens NX*, un paquete CAD/CAM/CAE que permite el diseño, análisis y manufactura de productos en el mundo de la ingeniería.

Se usa el módulo de diseño para conseguir un modelo inicial a partir del cual se emplea el módulo FEM (Método de Elementos Finitos) para el análisis y optimización de este diseño, hasta llegar al diseño final.



Figura 5-2 Software de diseño empleado (Fuente [22])

5.1.4 Primer esbozo en 3D

En el primer esbozo interesa satisfacer algunas de las consideraciones iniciales descritas, que son en concreto: dimensionado inicial, acople de elementos comerciales incluido FPV y capacidad de plegado. Es decir, la idea es conseguir un boceto tridimensional en bruto que facilite la toma de decisiones y el estudio de las distintas alternativas.

Para conseguirlo, se decide en primer lugar reproducir el diseño de los elementos comerciales más importantes en cuanto a espacio, seleccionando como críticos los motores, hélices, controladora, y cámara. Cabe destacar, que debido a que este primer esbozo fue de las primeras tareas llevadas a cabo, el diseño de los elementos comerciales no refleja fielmente los que finalmente fueron seleccionados. No se pretende lograr elementos lo más realistas posibles ni es el objetivo en este primer esbozo, sino reflejar espacialmente su disposición.

A partir de entonces, nos centramos en generar un primer concepto de chasis. Siguiendo con la línea de análisis de modelos existentes en el mercado que tomamos para la elección de componentes, se decide estudiar distintos modelos desarrollados por la industria, universidades, y particulares.

Existen modelos con estructuras tubulares, otros que desarrollan el chasis para dar protección a las hélices e incluso en tamaños inferiores los que usan la propia controladora como núcleo sobre el que asentar los brazos. La variedad es inmensa.

Sin embargo, se observa como existen muy pocos modelos con brazos plegables, sobre todo en el tamaño de estudio. En modelos superiores, se encuentran modelos que abaten los brazos perpendicularmente al plano de vuelo, con trenes de aterrizaje realmente altos, como se ve en la Figura 5-3.



Figura 5-3 Ejemplo de cuadricóptero con brazos abatidos en la vertical (Fuente [19])

A priori, esta opción se descarta, pues nuestra idea es abatir los brazos en el plano de las hélices. Por otra parte, no necesitamos un tren de aterrizaje de dimensiones muy grandes, con un diseño sencillo que logre mantener el cuadricóptero apoyado en 4 puntos y a unos centímetros del suelo es suficiente.

Uno de los modelos que más se ajustan a nuestra idea inicial de brazos plegables es el cuadricóptero *Karma* dado a conocer por la conocida empresa *GoPro* [23] que comercializa cámaras deportivas. De todas sus características, *Karma* es un concepto de cuadricóptero que se caracteriza especialmente, en palabras de su vendedor, por ser ultra compacto.



Figura 5-4 Vista en planta del *Karma* con brazos abatidos (Fuente [23])

Este modelo, es de dimensiones muy superiores al cuadricóptero a diseñar, cuenta con un tren de aterrizaje mucho mayor, carcasa, y una serie de características que lo alejan mucho de nuestro diseño. No obstante, es nuestra referencia para resolver la cuestión de los brazos plegables. Además, la idea de establecer que el sentido de abatimiento de los brazos sea hacia la proa de la aeronave también es de agrado.

Considerando todos los puntos descritos y llevando ideas al espacio, obtenemos el boceto tridimensional que se puede ver en la Figura 5-5. En este primer modelo, se proponen brazos articulados en 4 puntos de un chasis compuesto por dos bases, una inferior y una superior. También se añade el tren de aterrizaje solidario a cada brazo. La proa de la aeronave queda definida con un acabado de chasis en flecha, queriendo aprovechar esta superficie para alojar la cámara en la parte más adelantada del aparato.

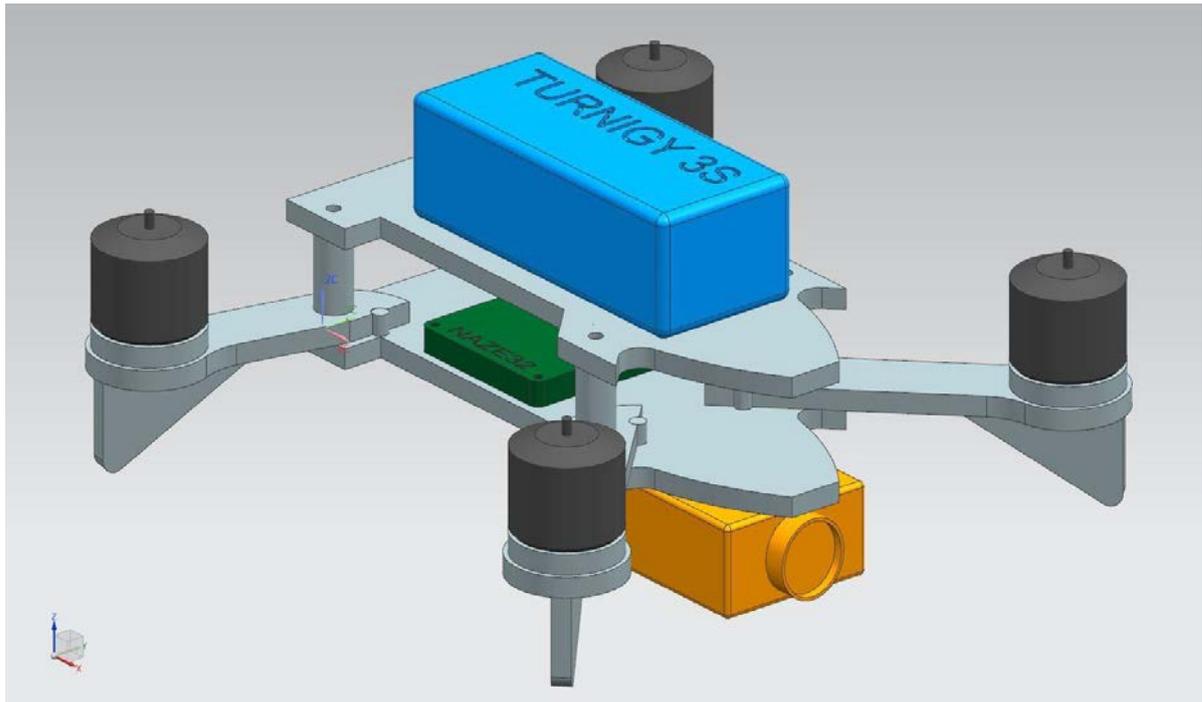


Figura 5-5 Primer boceto tridimensional de cuadricóptero (Elaboración propia)

De este primer esbozo, se extraen numerosas conclusiones. En primer lugar, se verifica como según lo previsto en la simulación, las hélices de 5" no son válidas por espacio. También se extrae que el elemento más problemático es la batería en cuanto a posicionamiento se refiere, que por dimensiones típicas puede entrar en conflicto con las hélices. Se contempla al mismo tiempo si colocar la cámara FPV en la parte inferior del chasis, en la superior o entre las dos placas del núcleo del chasis.

Por otra parte, quedan reflejadas distintas carencias que no se han tenido en cuenta, entre las que son de destacar la inexistente forma de unión entre base superior e inferior minimizando posibles holguras y el posicionamiento de brazos bien definido contemplando posiciones de vuelo y de plegado. Lo cual era de esperar en la primera iteración de nuestro concepto.

5.1.1 Estudio de alternativas para resolver capacidad de plegado

Antes de someter el primer esbozo a ensayo, se pretende satisfacer las carencias descritas a lo largo del mismo. El objetivo es alcanzar un diseño que cumpla con funcionalmente con lo descrito. Es decir, se tiene un primer diseño capaz de albergar todos los elementos comerciales seleccionados y ahora debe ser capaz de plegarse con un sistema que quede perfectamente definido.

Respondiendo a esta petición se trabaja en dos líneas diferentes:

1. Diseño de piezas adicionales que funcionen como retenedores, buscando que ensambladas sean capaces de mantener los brazos en su posición de vuelo y siendo retiradas para que el cuadricóptero pueda abatir sus brazos.

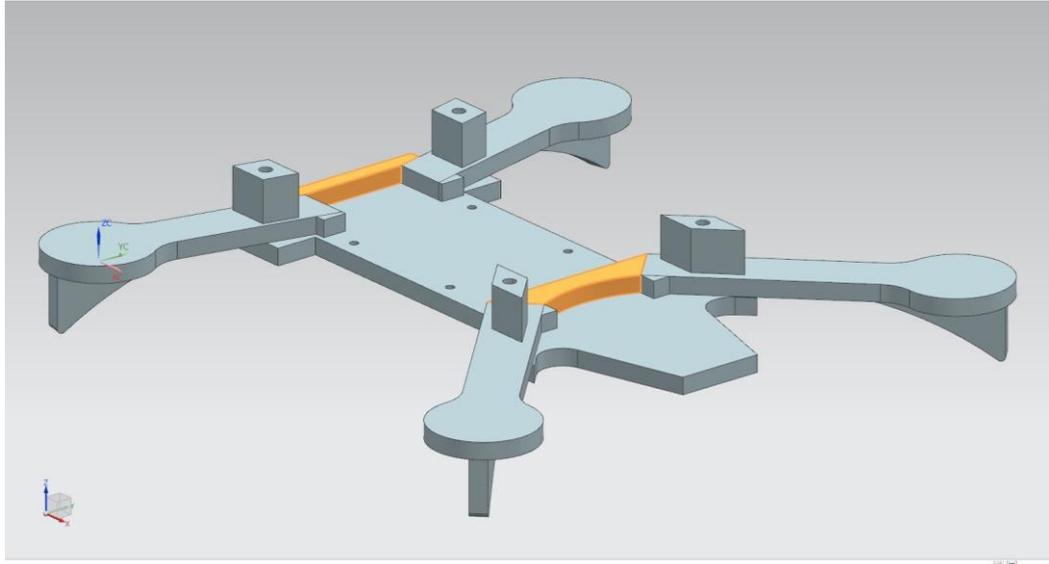


Figura 5-6 Opción de retenedores en ensamble (elaboración propia)

Con estos retenedores, se consigue mantener los brazos en la posición de vuelo. Sin embargo, se considera que montarlos y desmontarlos en un espacio de apenas unos milímetros, considerando el espacio que ocupan controladora, cámara y demás componentes puede volverse una tarea incómoda. Además, esta opción supone sumar dos piezas más al ensamble con su correspondiente peso, lo cual es preferible evitar. Por ello se estudia una opción capaz de abatir los brazos de una forma más óptima.

2. Modificación de los brazos creando alrededor de sus ejes volúmenes cuyas geometrías encajen en la base superior en dos posiciones. Estas posiciones son posición en vuelo y posición de plegado.

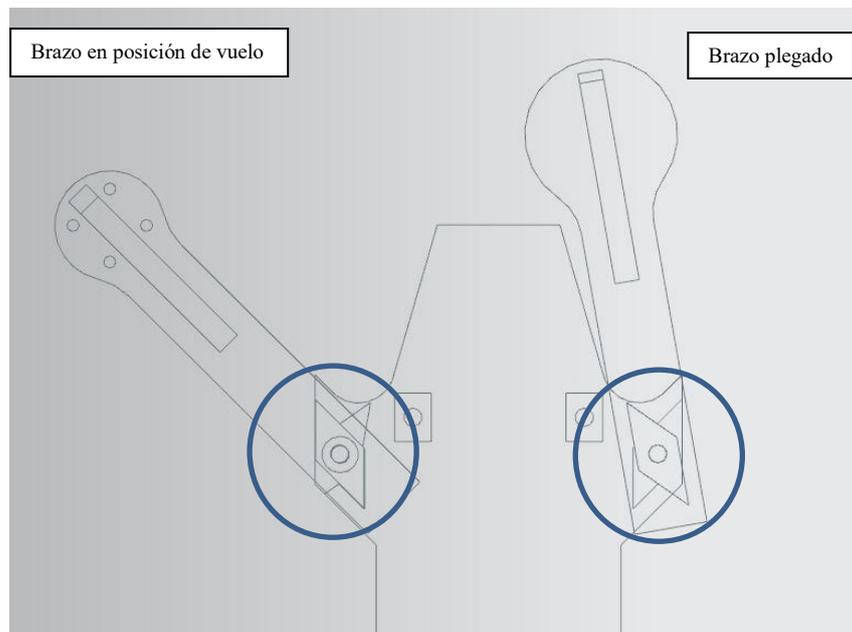


Figura 5-7 Vista en planta de la geometría de las cabezas de los ejes (Elaboración propia)

Con esta opción, el siguiente paso es diseñar un método para variar la posición de los brazos de la forma más sencilla posible. Tras analizar diferentes formas de conseguirlo, se opta por

suspender los brazos unos milímetros de la base inferior quedando en contacto con la base superior en la posición deseada gracias a la acción de muelles, como se puede ver en la Figura 5-8. El muelle acompaña al eje sobre el que giran los brazos en aproximadamente la mitad de su longitud. Se alberga en un taladro de diámetro superior al del eje que le permite alojarse. De esta forma, para variar la posición de los brazos basta con empujarlos –la distancia que quedan suspendidos- hacia la base inferior y girarlos hasta la posición deseada. Al alcanzar la nueva posición el brazo va automáticamente a su sitio.

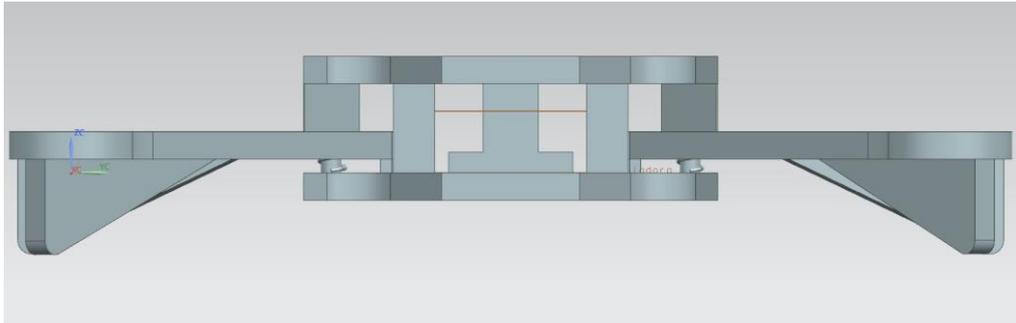


Figura 5-8 Vista de proa del cuadricóptero con brazos suspendidos por la acción de muelles (Elaboración propia)

Con esta alternativa, en cuestión de segundos podemos abatir brazos para volar o transportar el cuadricóptero. No se requiere añadir volúmenes adicionales al chasis más que los muelles, de forma que contamos con mayor espacio entre las bases para alojar los distintos componentes electrónicos. A mayores, en la base inferior se mantienen cuatro elementos trabajando como retenedores en posición de vuelo para dividir los esfuerzos que el brazo produce entre la base superior e inferior, tal y como se observa en la Figura 5-9

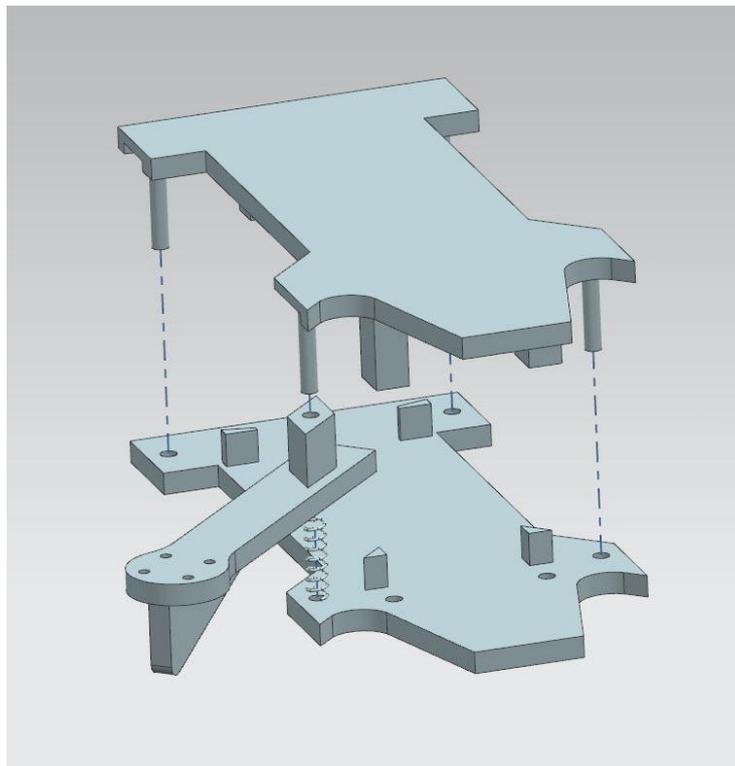


Figura 5-9 Vista de explosionado de bases con brazo y muelle (Elaboración propia)

Por las ventajas que presenta la segunda alternativa, tratándose de un diseño que cumple el objetivo marcado a la perfección y que facilita la tarea de plegado al usuario, esta es la opción escogida.

Como resultado, los brazos de popa se abaten 90° y los brazos delanteros 55°, como se ve en la Figura 5-10.

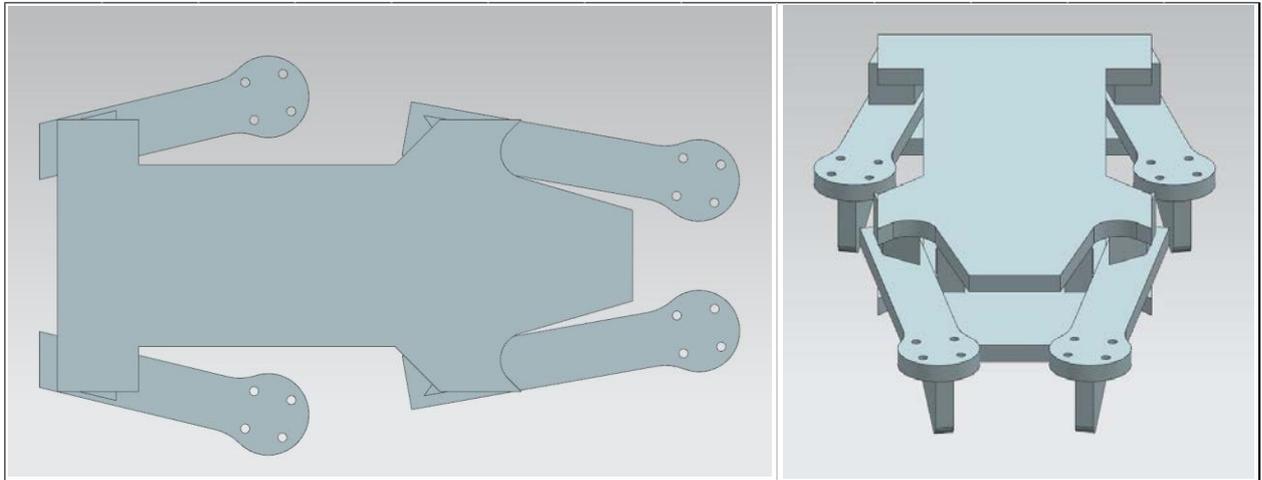


Figura 5-10 Posición de brazos abatidos (Elaboración propia)

Llegados a este punto, se tiene un diseño que cumple funcionalmente: tiene un tamaño de 180mm, alberga todos los elementos comerciales necesarios -incluidos los que otorgan al cuadricóptero capacidad FPV- y permite abatir sus brazos en dos posiciones. Este diseño es el que se muestra en la Figura 5-11 y servirá de base para llevar a cabo los distintos ensayos que lleven hasta el modelo final.

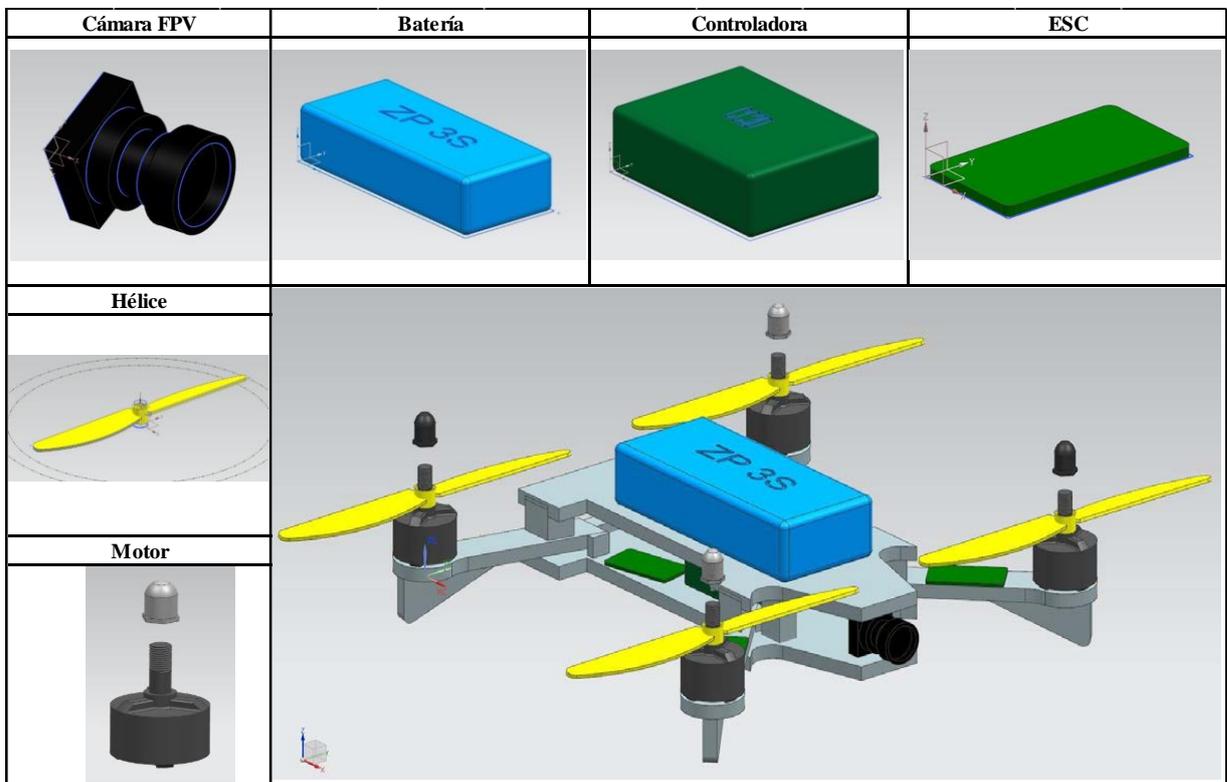


Figura 5-11 Diseños de los componentes comerciales y vista trimétrica del primer ensamble completo (Elaboración propia)

5.2 Ensayos y optimización

5.2.1 Fuerzas G

La fuerza G es una medida de la aceleración debido a la variación de velocidad que experimenta un objeto o persona en un lugar determinado. Se mide en G's, de forma que 1 G es considerado la aceleración de la gravedad en la superficie de la Tierra, que es de $9,8 \text{ m/s}^2$. Sin embargo, cualquier objeto o persona experimenta variaciones en su aceleración constantemente, veamos algunos ejemplos de casos en los que se producen:

- Un estornudo produce una aceleración momentánea de hasta 2 G en un individuo.
- Cuando un vehículo acelera. Por ejemplo, el Testa Model S P100D es capaz de alcanzar los 100 km/h en 2.7 s. que se traduce en una aceleración de 10.28 m/s^2 , es decir, su piloto experimenta una aceleración de 1.05 G.
- Cuando un vehículo toma una curva. Se registran aceleraciones transversales de hasta 4 G en la Fórmula 1.
- Cuando un vehículo frena. Un coche de calle puede desacelerar en una frenada de emergencia con 1 G, mientras que en un Fórmula 1 se registran hasta 5 G.
- Una montaña rusa se diseña alrededor de valores límite de 3 G.
- Las aeronaves son diseñadas para resistir distintas fuerzas G según su aplicación, de forma que un avión comercial suele diseñarse tomando como referencia 2,5 G y un caza de combate debe soportar más de 9 G.

Todos estos son límites que el cuerpo humano que el cuerpo humano es capaz de tolerar durante cortas fracciones de tiempo sin repercusiones médicas. No obstante, se han registrado valores muy superiores en accidentes alcanzando valores de hasta 100 G.

En el caso de nuestro cuadricóptero, que por su naturaleza no es tripulado, establecemos un límite de aceleración tolerable de 50 G para su diseño estructural. Se toma esta referencia, para realizar ensayos de toma dura y caída, de forma que se garantice tolerar cualquiera de estos incidentes hasta llegar a este límite.

5.2.2 Establecimiento de ensayos

Para estudiar el comportamiento del cuadricóptero en vuelo se definen tres situaciones típicas de funcionamiento, que son:

1. Condiciones nominales de vuelo.
2. Condiciones de toma dura.
3. Condiciones de caída.

Estas condiciones se detallan en la Tabla 5-1 Condiciones de ensayo (Elaboración propia)Tabla 5-1, en la que se muestra además el primer elemento sobre el que se realizan estos ensayos, los brazos. A partir de los brazos, se trasladarán las reacciones que estos producen sobre la base superior e inferior y se ensayarán de la misma forma.

A partir de los resultados obtenidos, el diseño del cuadricóptero se modifica optimizando su geometría hasta lograr el concepto más ligero y resistente. Como se verá a continuación, esto implica la transformación de distintos componentes con sucesivas versiones, y en algunos casos, el cambio de localización de algún elemento estructural o incluso su sustitución por otro distinto.

Para el desarrollo de los cálculos desarrollados en este apartado, se utiliza como valor de tensión admisible del PLA 50 MPa. Este valor responde al más bajo de los consultados, según distintas fuentes, el cual puede llegar a alcanzar los 80 MPa en el mejor de los casos.

Como se introdujo anteriormente el *software* empleado en todos los ensayos será el Siemens NX en su módulo FEM, haciendo uso de las posibilidades que nos ofrece en relación al diseño mecánico.

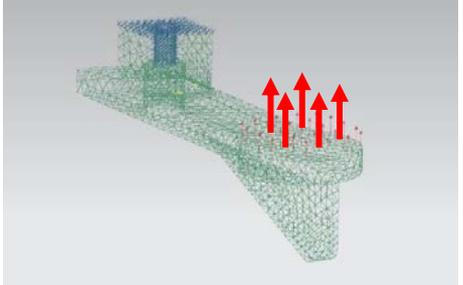
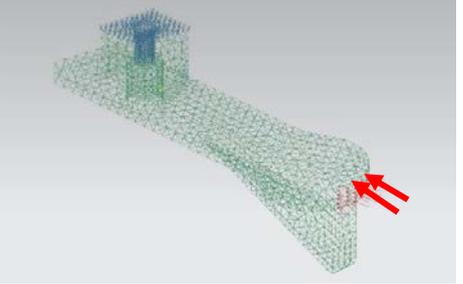
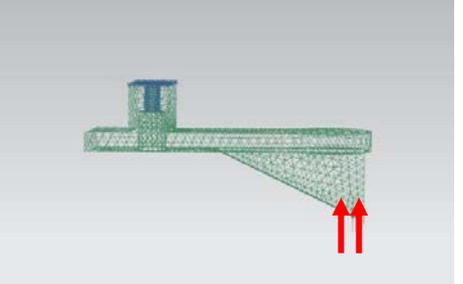
| Condiciones nominales | Restricciones |
|--|--|
| <p>En ese primer ensayo, se considera la fuerza que produce cada motor sobre los brazos a su máxima potencia para verificar que en esta condición la estructura en conjunto no presenta anomalías. Es decir, es un ensayo en el que se introducen condiciones de vuelo nominales, sin ningún tipo de incidente.</p> |  |
| Condiciones caída | Restricciones |
| <p>En este ensayo se pretende simular una caída en la que se produce un hipotético impacto de un brazo del cuadricóptero incidiendo perpendicularmente al suelo.</p> |  |
| Condiciones toma dura | Restricciones |
| <p>En este último ensayo se analiza un impacto del plano del cuadricóptero paralelo al suelo. Los primeros elementos en hacer contacto serán los apoyos que sirven de "tren de aterrizaje" en los brazos. Es una situación muy típica en una toma en caso de quedar el cuadricóptero sin batería o tener problemas con esta.</p> |  |

Tabla 5-1 Condiciones de ensayo (Elaboración propia)

5.2.3 Ensayo del primer esbozo

Con el diseño del primer esbozo, se procede a realizar los tres ensayos descritos. Con la geometría actual del cuadricóptero, los tres afectarán en primera instancia a los brazos. De esta forma se empieza por las condiciones favorables, lo cual implica que el cuadricóptero resista un vuelo exprimiendo toda la potencia de su grupo propulsor sin incidencias, hasta terminar con la hipotética caída y toma dura.

5.2.3.1 Condiciones nominales de vuelo

En este ensayo, se calcula la fuerza máxima que van a ejercer los motores al máximo de sus posibilidades. Para ello se toma la relación empuje-peso obtenida en la simulación con *eCalc*. Este ensayo es de esperar que sea el menos exigente de todos, pues se trata de una condición muy habitual a la que estará sometido cada brazo sin ninguna incidencia.

| |
|---|
| $\text{Empuje/brazo} = \text{Relación empuje-peso} \cdot \text{masa cuadricóptero (kg)} = (2.7 \cdot 0.25) / 4 = 0.17 \text{ kg}$ |
| $\text{Fuerza (N)} = \text{Empuje (kg)} \cdot \text{Gravedad (m/s}^2\text{)} = 1.67 \text{ N}$ |

| Resultados ensayo con condiciones nominales | | |
|---|----------|--|
| Desplazamiento-nodal máximo | 0,665mm | |
| Tensión Von Mises máxima | 18,02MPa | |

Tabla 5-2 Resultado primer ensayo condiciones nominales (Elaboración propia)

Este primer ensayo muestra como el brazo resiste sin problema la fuerza máxima con la que el motor tirará de este. La deformación es del orden de décima de milímetro, prácticamente imperceptible. Se observa una leve concentración de tensiones en las aristas inferiores del prisma que cubre el eje, con tensiones del orden de 2.78 veces menor que la admisible por nuestro material.

Este ensayo se considera superado y no implica modificación en la geometría del brazo.

5.2.3.2 Condiciones en caída

Como se explica en la definición de ensayos, en el caso de la caída se estudia cómo se comporta el brazo ante un impacto de cualquier de los cuatro brazos con el suelo incidiendo perpendicularmente. Se establece como referencia que este se desacelera tras el impacto a 10G para realizar los cálculos.

$$\text{Empuje/brazo} = \text{Fuerza G de desaceleración (adimensional)} \cdot \text{masa (kg)} = (10 \cdot 0.25) / 4 = 0.63 \text{ kg}$$

$$\text{Fuerza (N)} = \text{Empuje (g)} \cdot \text{Gravedad (m/s}^2\text{)} = 6.125 \text{ N}$$

| Resultados ensayo condiciones de caída | | |
|--|---------|--|
| Desplazamiento-nodal máximo | 0,02mm | |
| Tensión Von Mises máxima | 0,87MPa | |

Tabla 5-3 Resultado primer ensayo caída (Elaboración propia)

Tras este ensayo en el que el brazo trabaja a compresión el desplazamiento es de dos centésimas de milímetro, de nuevo imperceptible. En el caso de las tensiones, se distingue que estas se concentran alrededor del eje donde se ha hecho fijo el brazo por restricciones. En cualquier caso, su valor es 57 veces menor a la máxima tensión admitida por el material de impresión.

Este ensayo se considera superado y no implica modificación en la geometría del brazo.

5.2.3.3 Condiciones de toma dura

En este tercer ensayo se trabaja con la misma fuerza que en el caso anterior, pues en el caso de sufrir el cuadricóptero una toma dura el primer elemento en hacer contacto es el tren solidario al brazo. Sin embargo, su comportamiento es totalmente distinto, pues el brazo trabaja a cortadura y no a compresión como en el segundo ensayo como vemos en la Tabla 5-4.

| |
|--|
| Empuje/brazo = Fuerza G de desaceleración (adimensional · masa (kg)) = $(10 \cdot 0.25) / 4 = 0.63 \text{ kg}$ |
| Fuerza = Empuje (g) · Gravedad (m/s^2) = 6.125 N |

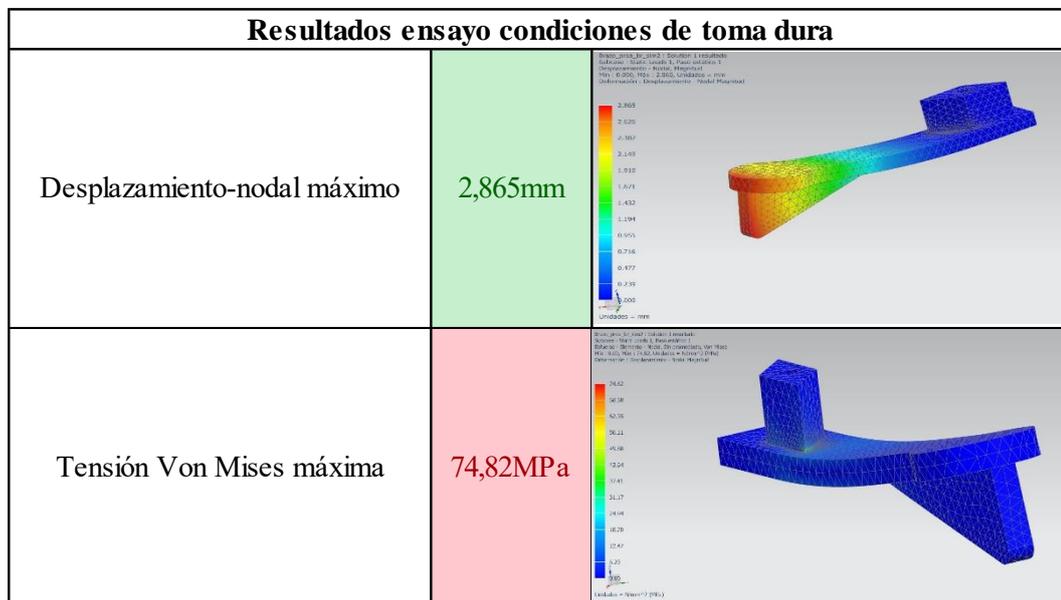


Tabla 5-4 Resultado primer ensayo toma dura (Elaboración propia)

En este último ensayo los resultados revelan problemas de diseño. El brazo sufre una deformación en su extremo aún tolerable, sin embargo, surge en la intersección del volumen del eje con la base del brazo una concentración de tensiones mayor que la que el PLA resiste.

Por lo tanto, este ensayo se considera no superado y el brazo ha de ser rediseñado de forma que el valor de tensión máxima disminuya hasta que el brazo no rompa.

En este proceso de rediseño se realizan numerosas versiones -algunas se muestran en la Figura 5-12- en las que se busca que el tren sea capaz de amortiguar el impacto y absorber la mayor parte de la energía de este. Para ello se modifica el brazo con distintas soluciones: se añade material con redondeos en los lugares que aparecen concentración de tensiones, se varían secciones, etcétera.

Sin embargo, en ningún caso nos acercamos al valor de tensión admisible, las mejoras alterando la geometría del brazo son poco significativas y el brazo no es capaz de amortiguar en ninguna iteración una toma dura desde una altura aceptable. Debemos abordar la solución desde otra perspectiva, y esta es considerar el tren de aterrizaje en un lugar distinto al brazo.

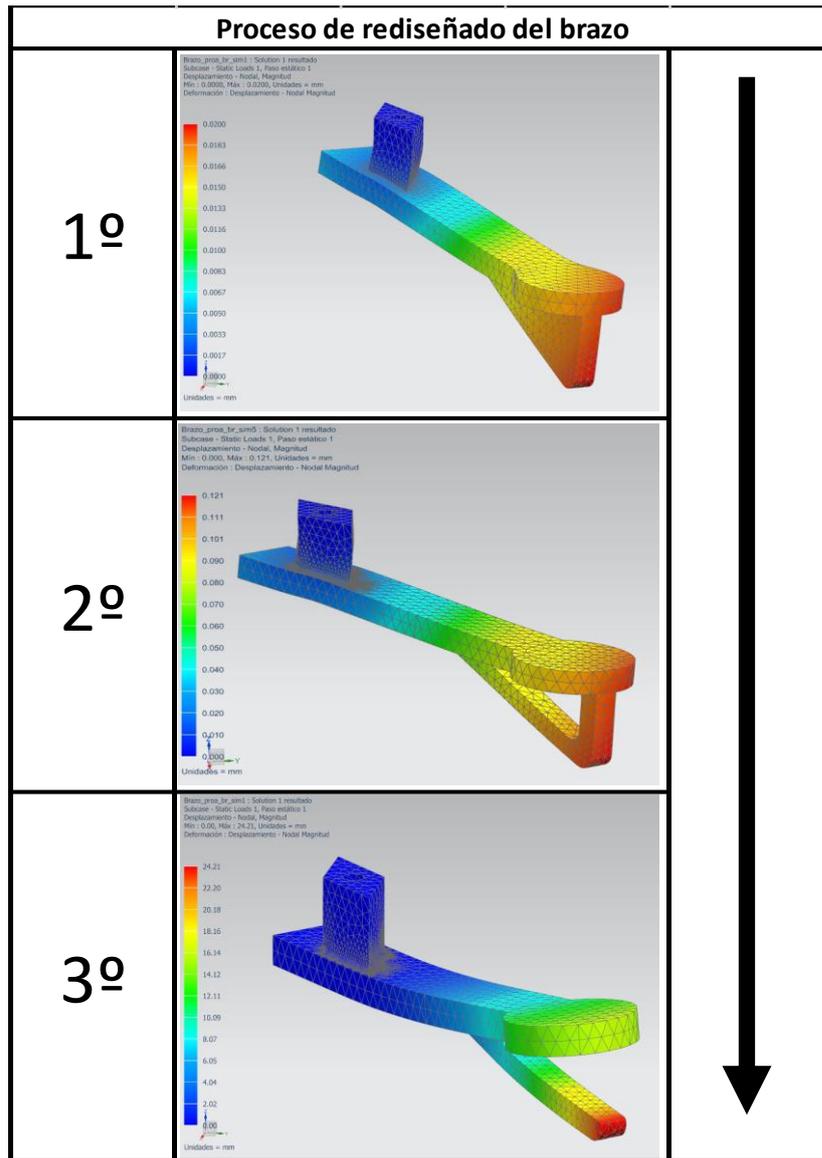


Figura 5-12 Ensayo de las distintas versiones en el proceso de rediseño del brazo (Elaboración propia)

5.2.4 Nueva configuración del tren de aterrizaje, solución para toma dura

En el primer ensayo, se observa como el brazo propuesto en el primer esbozo no supera el ensayo de toma dura. Además, tras diversas modificaciones del brazo no se llega a una solución válida. Surge así la necesidad de establecer el punto de apoyo del cuadricóptero en un espacio distinto a los brazos, es decir, el tren de aterrizaje ha de cambiar de sitio.

Para resolver este problema y teniendo en cuenta que el tren es el primer componente en absorber la energía en un impacto por toma dura, se decide diseñar un tren de aterrizaje con un diseño similar al de un helicóptero común en forma de patines (Figura 5-13). Con esto se logra un apoyo más próximo al centro de gravedad del cuadricóptero, se transmite el impacto al núcleo del chasis y se aíslan los brazos.



Figura 5-13 Tren de aterrizaje común en helicópteros (Fuente [24])

Se diseña una pieza que se encaja en la base inferior mediante un sistema de click sencillo. Este sistema permite colocarla y retirarla con facilidad y consigue disminuir el volumen del cuadricóptero plegado, que es también una de las consideraciones iniciales de diseño.

El tren de aterrizaje se compone por dos de estas piezas, de forma que el cuadricóptero queda apoyado por cuatro puntos. En el siguiente paso se optimiza su geometría hasta obtener una altura de impacto que pueda absorber aceptable. Para ello, se deforman las patas del patín una distancia concreta hasta llegar a la rotura.

| Deformación (mm) | Tensiones tren (MPa) |
|--|----------------------|
| 3 | 32,82 |
| 4 | 44,8 |
| 5 | 53,34 |
| 6 | 67,24 |
| 8 | 89,66 |
| Deformación para tensión admisible PLA (mm) | |
| 4,61 | |

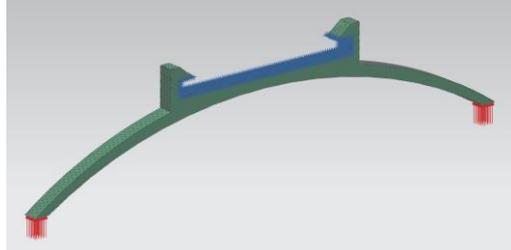


Tabla 5-5 Cálculos para absorción de impacto del tren de aterrizaje (Elaboración propia)

Se añaden restricciones fijas en las superficies en contacto con la base inferior y restricciones de desplazamiento forzado verticales en los puntos de apoyo según se muestra en Tabla 5-5 y Tabla 5-6. Interpolando se obtiene que cada pata del patín es capaz de deformarse 4.61 mm antes de romper.

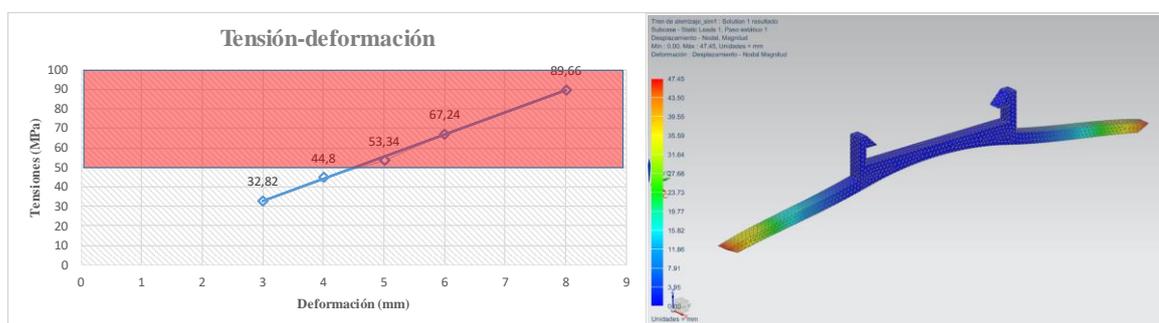


Tabla 5-6 Gráfica tensión-deformación y resultado de ensayo (Elaboración propia)

Tomando de referencia que en el impacto el patín se desacelera a 50 G y su deformación previa a la rotura, se obtiene que cada pata es capaz de amortiguar 0,23 m por separado, que se traduce en una altura total de 0,92 m amortiguados por el tren de aterrizaje completo en un impacto por toma dura.

| Variable | Magnitud |
|---|-----------|
| Fuerza g | 50 |
| Desplazamiento nodal (m) | 0,0046 |
| Altura (m) | 0,2304 |
| Velocidad al momento de impactar (m/s) | 2,1253 |
| Velocidad media de frenado (m/s) | 1,0626 |
| Tiempo que tarda en amortiguar la caída (seg) | 0,0043 |
| Aceleración media (m/s ²) | -490,0000 |
| Fuerza de impacto en los 4 brazos (N) | -122,5 |
| Fuerza de impacto en 1 brazo (N) | -30,625 |
| Altura total amortiguada (m) | 0,92 |

Tabla 5-7 Determinación de altura y cálculo de datos cinemáticos de impacto (Elaboración propia)

5.2.4.1 Cálculo del sistema de click del tren de aterrizaje

Para diseñar el sistema de click con el que el brazo se hace firme a la base inferior, se debe garantizar que la deformación que experimente en el proceso de colocarlo-retirarlo no produzca su rotura.

Para ello se establece un ensayo con medio patín -pues este es simétrico- añadiendo una restricción fija en la superficie de corte y otra restricción de desplazamiento forzado con valor igual al de la pestaña en el sentido y dirección de su deformación. Se modifica en varias versiones la geometría de la pestaña hasta llegar a un valor de tensiones aceptable. De esta forma se prevé que el patín no rompa en la acción de colocarlo-retirarlo.

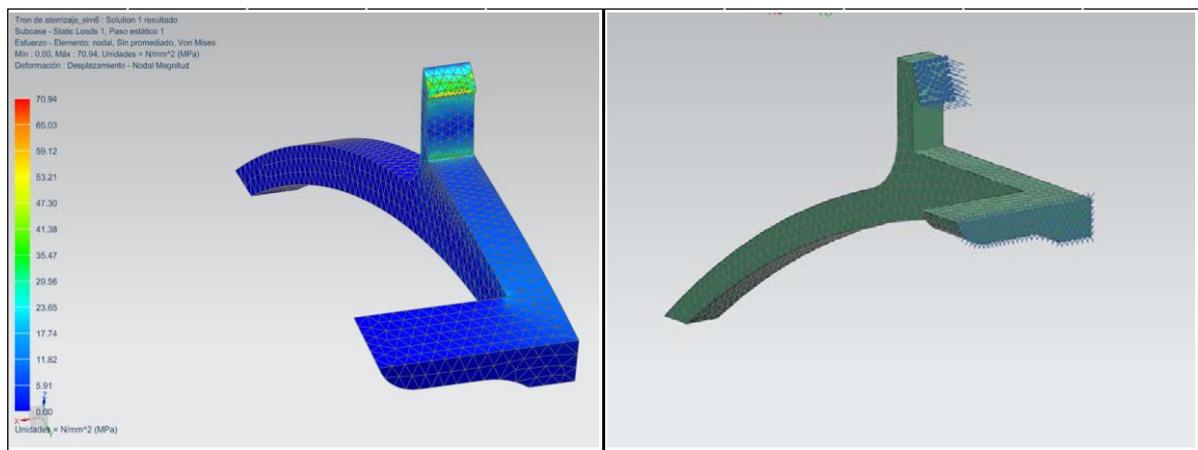


Figura 5-14 Restricciones y resultado del ensayo del sistema click (Elaboración propia)

5.2.5 Nuevo diseño de brazos, ensayos y optimización

Habiendo incluido el tren de aterrizaje como pieza independiente, se consigue resolver el problema hallado durante los ensayos de la primera serie de brazos. El tren es el elemento que amortigua una hipotética toma dura y no los brazos como se pretendía al principio, debido a esta razón debemos rediseñar los últimos.

La primera acción consiste en eliminar el tren que llevaban en su anterior versión. A partir de entonces el objetivo es optimizar su volumen reduciendo al mínimo su peso y superando los ensayos establecidos. En la Tabla 5-8 se muestra la evolución desde el diseño inicial hasta el más optimizado, mostrando en cada caso su volumen y peso. Se distingue también brazos de popa de los de proa, pues son distintos. Como resultado de este proceso de optimización obtenemos unos brazos un 33% más ligeros en popa y un 31% más ligeros en proa que sus antecesores, de forma que sumamos un total de 16,64g en los cuatro brazos en lugar de los 24,43g iniciales.

Por otra parte, en cada diseño se llevan a cabo los ensayos establecidos de inicio: condiciones nominales, toma dura y caída. Con esto se comprueba que efectivamente pese a reducir peso seguimos aprobando los ensayos. En la Tabla 5-9 se muestran los resultados de los ensayos más crítico: toma dura y caída en el brazo de proa. Cabe destacar, que la fuerza establecida para la toma dura varía con respecto al primer ensayo. En esta ocasión se toma como masa la suma de los pesos actuando sobre el brazo, que son los de motor, hélice y ESC. En el caso de la caída la fuerza es exactamente la misma.

| |
|--|
| Masa actuando en brazo (g) = Motor (g) + hélice (g) + ESC (g) = 21.3g → 0.0213 kg |
| Empuje/brazo = Fuerza G de desaceleración (adimensional · masa (kg)) = (50 · 0.0213) / 4 = 1.06 kg |
| Fuerza = Empuje (g) · Gravedad (m/s ²) = 10.437 N |

| | | | | | | |
|---------------------------|------------------------------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| Rediseñado y optimización | | | | | | |
| | | | | | | |
| Brazo popa | Volumen 1 (mm ³) | 4562,1335 | Volumen 2 | 3611,231 | Volumen 3 | 3066,9167 |
| | Peso 1 (g) | 5,7027 | Peso 2 | 4,5140 | Peso 3 | 3,8336 |
| Brazo proa | Volumen 1 | 5212,4429 | Volumen 2 | 4261,5404 | Volumen 3 | 3588,4646 |
| | Peso 1 | 6,5156 | Peso 2 | 5,3269 | Peso 3 | 4,4856 |

Tabla 5-8 Rediseñado y optimización brazos (Elaboración propia)

| Resultados ensayo condiciones de toma dura | | | Resultados ensayo condiciones de caída | | |
|--|----------|--|--|----------|--|
| Desplazamiento-nodal máximo | 5,102mm | | Desplazamiento-nodal máximo | 0,125mm | |
| Tensión Von Mises máxima | 34,38MPa | | Tensión Von Mises máxima | 5,099MPa | |

Tabla 5-9 Resultados de los ensayos del brazo (Elaboración propia)

Cabe destacar, que se añade un redondeo en la intersección del volumen que rodea al eje para disminuir una pequeña concentración de tensiones obtenida en ensayos previos al diseño final. Con esta modificación, los ensayos son satisfactorios con las deformaciones y tensiones obtenidas.

5.2.6 Impresión del primer modelo de estudio

De forma paralela a los ensayos, surge la necesidad de imprimir un primer modelo de cara a detectar posibles problemas derivados de la impresión o a dar solución a cuestiones que puedan surgir. Es muy importante recordar las consideraciones iniciales establecidas, pues no sólo debemos preocuparnos por optimizar las piezas disminuyendo su peso al mínimo, sino también conseguir modelos que puedan ser impresos con nuestra tecnología. Podría ocurrir que un modelo muy óptimo sea imposible construirlo. Por esta razón, se decide imprimir el primer esbozo, el más básico, para descartar posibles problemas futuros y continuar diseñando o rediseñando el resto de componentes.

Para la primera impresión que se ordena se cuenta con las siguientes 6 piezas:

- Base superior.
- Base inferior.
- Brazo popa babor.
- Brazo popa estribor.
- Brazo proa babor.
- Brazo proa estribor.

Se debe recordar que en el primer esbozo funcional no se contempla la modificación del tren de aterrizaje, con el que se sumarían hasta 8 piezas.

De esta forma se comienza a imprimir la base superior con el diseño que se muestra en la Figura 5-15, obteniendo como resultado lo que se puede observar en la Figura 5-16. Comparando las dos imágenes, se ve como la impresora no es capaz de concluir los ejes ni los separadores solidarios a la base. Se observa además como a medida que añade capas de material para realizar estos elementos, se van debilitando, no se unen correctamente los perímetros y se observa en general falta de material extruido en distintos espacios, adoptando los elementos una textura esponjosa que se deshace con el dedo con facilidad. En estas condiciones, no se imprime con éxito la pieza.

El problema se piensa que puede ser debido a dos causas: problema de la impresora en alguno de sus componentes, o necesidad de rediseño por geometrías demasiado complejas para imprimir.

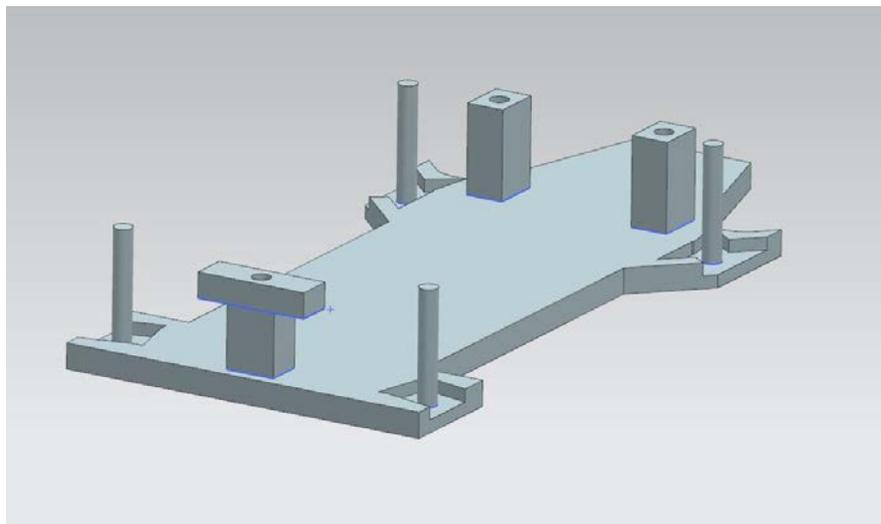


Figura 5-15 Aspecto del diseño de la base superior previa impresión (Elaboración propia)

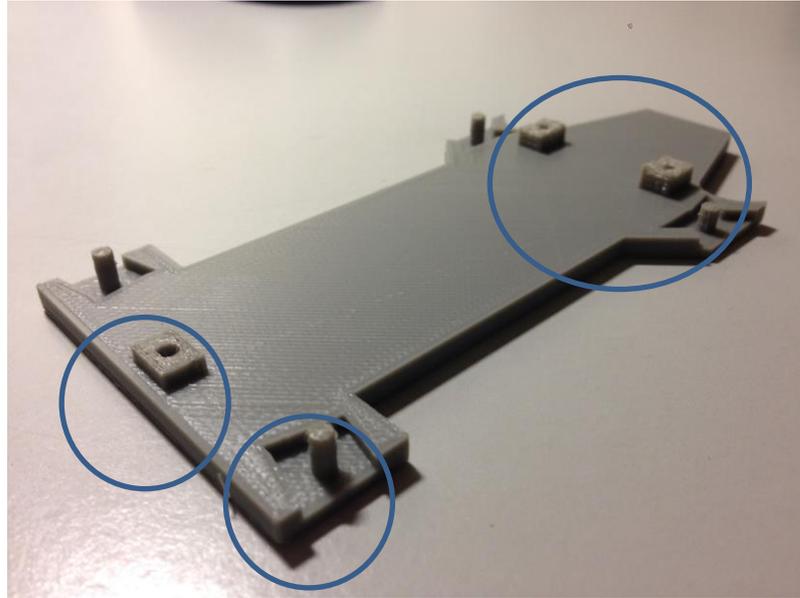


Figura 5-16 Resultado de la impresión de la base superior (Elaboración propia)

Para poder esclarecer la situación e identificar la fuente del problema, se elige la base inferior como segunda candidata de impresión. La base inferior (Figura 5-17) tiene un diseño más sencillo que la anterior pieza. El único elemento que podría presentar fallos en la impresión, recordando las incidencias sufridas con la primera pieza, son los cuatro salientes que sirven de tope a los brazos en posición de vuelo. Estos topes son extrusiones sobre la propia base de 6mm de alto.

Uno de los resultados –se realizan varias impresiones defectuosas- de esta segunda impresión se muestra en la Figura 5-18. Como se predijo, volvemos a tener problemas por falta de material extruido y adición de capas en los topes. Se observa en las zonas destacadas como solo es capaz de imprimir las primeras capas muy lejos de los 6mm de diseño.

Tras varias investigaciones e impresiones con problemas similares, se concluye que el extrusor de la impresora se encuentra atascado y se procede a sustituirlo. No obstante, aunque en estas primeras impresiones no se haya trabajado con las condiciones normales de funcionamiento, se decide modularizar la base superior diferenciando los separadores y ejes como piezas por separado para facilitar en general la impresión, por ser piezas sencillas y que una vez impresas no deben sufrir cambios significativos como sí podría hacerlo la base en su proceso de optimización.

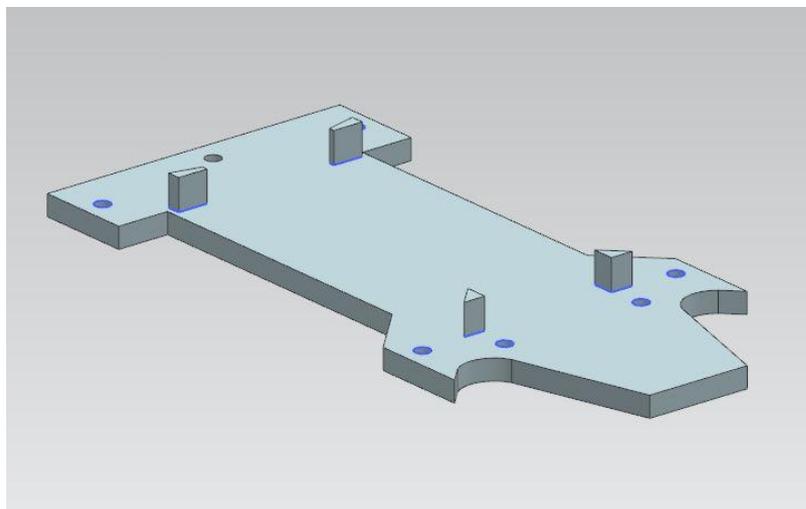


Figura 5-17 Aspecto del diseño de la base inferior previa impresión (Elaboración propia)

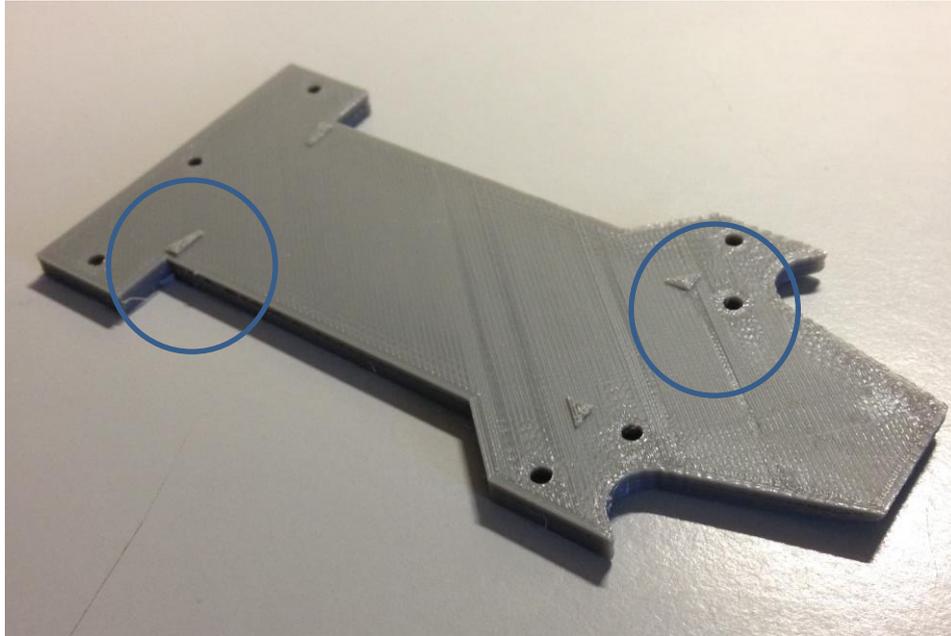


Figura 5-18 Resultado de impresión de la base inferior (Elaboración propia)

Como resultado de esta primera impresión fallida y fruto del proceso de modularización descrito, se pasa a sumar en el chasis un total de 15 piezas distribuidas de la siguiente forma:

- 2 bases, superior e inferior.
- 4 brazos.
- 4 ejes.
- 2 separadores en proa.
- 1 separador en popa.
- 2 trenes.

En esta nueva relación de piezas no se cuenta con los elementos de unión entre bases –aún por definir- que podrían sumar componentes a mayores, por ejemplo, en caso de recurrir a la tornillería.

5.2.7 Ensayo y optimización de bases, separadores y ejes

Llegados a este punto, se ha obtenido un tren ligero y resistente y también se tienen unos brazos optimizados y que superan los distintos ensayos previstos. Con la disposición actual de nuestro diseño estos son los elementos más críticos en las condiciones planteadas. Sin embargo, no se ha estudiado aún el comportamiento del resto de la estructura de acuerdo a las conclusiones extraídas en el primer intento de impresión.

En este apartado se procede de la misma forma que con los brazos y tren. Se toma cada elemento por separado siempre que sea posible, se añaden sus restricciones y cargas, se analizan sus deformaciones y puntos de concentración de tensiones y se rediseña tantas veces como sea posible para optimizar su peso.

5.2.7.1 Base inferior

Para la base inferior, se realizan dos divisiones de cara en la superficie en contacto con el tren para poder aplicar las reacciones que este le transmite y tres divisiones de cara en la cara en contacto con los separadores para establecer estas áreas como restricciones fijas. También se hacen fijas las áreas donde los ejes se asientan.

Tras estas acciones se realizan los ensayos, con resultados satisfactorios. En la Tabla 5-10 se añade el ensayo del caso más crítico de esta pieza, el de la toma dura. El desplazamiento es inapreciable (0,2 mm) y se sitúa en el centro de la base, y el valor máximo de tensiones es seis veces menor de lo que

podría aguantar el material. Se muestran solo los resultados de la toma dura debido a que en condiciones nominales y de caída los resultados son aún menos críticos, por lo que se puede asegurar un amplio margen de seguridad frente a los impactos previstos en esta pieza. La evolución del diseño se muestra en la Tabla 5-11, donde se consigue disminuir un 23% el peso inicial quedando en 21,18 g.

| Resultados ensayo condiciones de toma dura | |
|--|----------|
| Desplazamiento-nodal máximo | 0,228mm |
| Tensión Von Mises máxima | 8,353MPa |

Tabla 5-10 Resultados ensayo base inferior (Elaboración propia)

| | | | | | | |
|---------------------------|------------------------------|------------|-----------|------------|-----------|-----------|
| Rediseñado y optimización | | | | | | |
| | | | | | | |
| Base inferior | Volumen 1 (mm ³) | 22090,5309 | Volumen 2 | 18548,8894 | Volumen 3 | 16945,032 |
| | Peso 1 (g) | 27,6132 | Peso 2 | 23,1861 | Peso 3 | 21,1813 |

Tabla 5-11 Evolución del diseño de la base inferior (Elaboración propia)

5.2.7.2 Base superior

En el caso de la base superior, el análisis de esta pieza requiere calcular las reacciones que le generan los brazos en los distintos escenarios. Así, teniendo en cuenta que la base es simétrica longitudinalmente se realizan los ensayos seccionando la pieza por su eje de simetría longitudinal con los brazos correspondientes ensamblados (Figura 5-19).

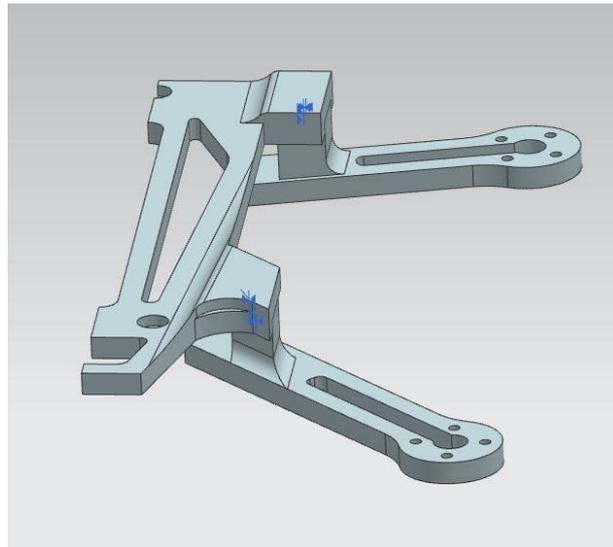


Figura 5-19 Definición de ensamble para estudio del comportamiento de la base superior (Elaboración propia)

Para el estudio del ensamble como una única pieza, se adhieren los brazos a la base mediante restricciones en las superficies de contacto. De esta manera logramos aplicar cargas en los brazos y analizar cómo se ve afectada la base.

Como es de esperar, el primer ensayo con condiciones nominales es superado holgadamente. Los resultados de los dos siguientes ensayos, Tabla 5-12, muestran que en los dos casos las mayores deformaciones se encuentran en los brazos –lo cual estaba previsto tras los ensayos con estas piezas por separado- y que las tensiones máximas se encuentran en las geometrías realizadas para aligerar la pieza. Aun así, se trata de 24,55 MPa en el peor de los casos, es decir, aún 2 veces por debajo de lo que podría aguantar nominalmente el material.

La evolución del diseño de esta pieza, en este caso es bastante importante. En el primer modelo se proponen unos ejes y separadores solidarios a la base. En base a las primeras pruebas de impresión se termina descartando esta opción. En el diseño final por ser los ejes piezas independientes, se refuerza la base en los puntos donde estos se alojan añadiendo una capa de 2 mm.

Por tanto, en este proceso de optimización no sólo se ha sustraído material como ha sido habitual en otras piezas, también se ha añadido. Aun así, se consigue un diseño final que pesa un 30,3% menos que el inicial, pues el volumen de los elementos extraídos es elevado.

| Resultados ensayo condiciones de toma dura | | Resultados ensayo condiciones de caída | |
|--|----------|--|----------|
| Desplazamiento-nodal máximo | 5,363mm | Desplazamiento-nodal máximo | 3,075mm |
| Tensión Von Mises máxima | 19,97MPa | Tensión Von Mises máxima | 24,55Mpa |

Tabla 5-12 Resultados de los ensayos con la base superior (Elaboración propia)

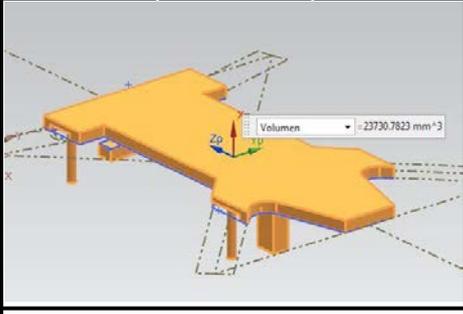
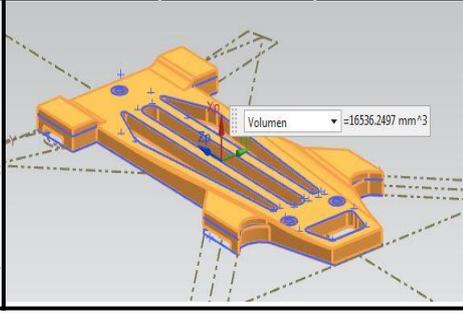
| | | | | |
|-------------------------|--|------------|--|------------|
| Rediseño y optimización |  | |  | |
| |  | | | |
| Base superior | Volumen 1 (mm ³) | 23730,7823 | Volumen 2 | 16536,2497 |
| | Peso 1 (g) | 29,6635 | Peso 2 | 20,6703 |

Tabla 5-13 Evolución del diseño de la base superior (Elaboración propia)

5.2.7.3 Separadores

Referente a los separadores, se procede de forma análoga a la base superior. Su estudio como piezas independientes dificultaría el cálculo de reacciones para aplicar las cargas correspondientes en cada caso. Por este motivo y aprovechando la simetría longitudinal del chasis se secciona nuevamente este por la mitad, contando esta vez con todas las piezas del conjunto, como se ve en la Figura 5-20 (los cuerpos con distinto color son los separadores).

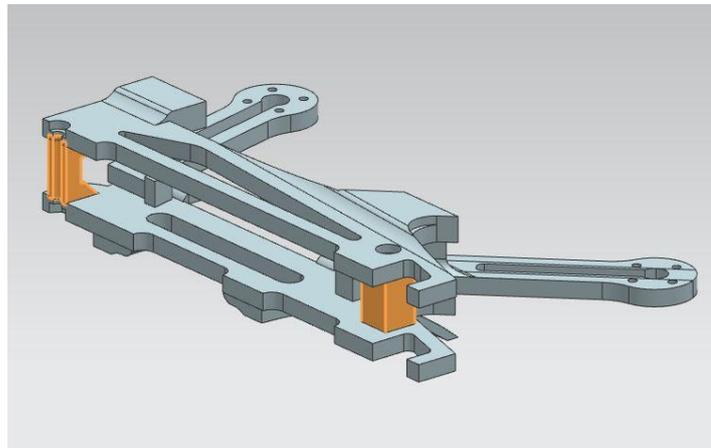


Figura 5-20 Definición de ensamble para estudio del comportamiento de los separadores (Elaboración propia)

Con el ensamble seccionado, el análisis se hará sobre un separador de proa completo y mitad de separador de popa.

De nuevo se adhieren las superficies de contacto mediante restricciones. En este caso existe contacto entre separadores-bases y brazos-base superior. Con esto, logramos simular el comportamiento de los separadores con los tres ensayos previstos, para lo que se necesita aplicar cargas tanto en el tren como en los brazos.

Los resultados, Figura 5-21, muestran que probablemente se trate de las piezas que menos sufren de todo el conjunto. La explicación de este fenómeno es sencilla: los separadores sufren mayoritariamente esfuerzos axiales, principalmente compresión. Como estaba previsto, las deformaciones y tensiones relevantes aparecen en piezas ya estudiadas, principalmente en el tren de aterrizaje y los brazos. Por este motivo, no se incluye en el formato de los resultados -como viene siendo habitual- el desplazamiento-

nodal ni la tensión de Von Mises puesto que los valores que muestra el programa como máximos pertenecen a estas piezas ya estudiadas, no a los separadores.

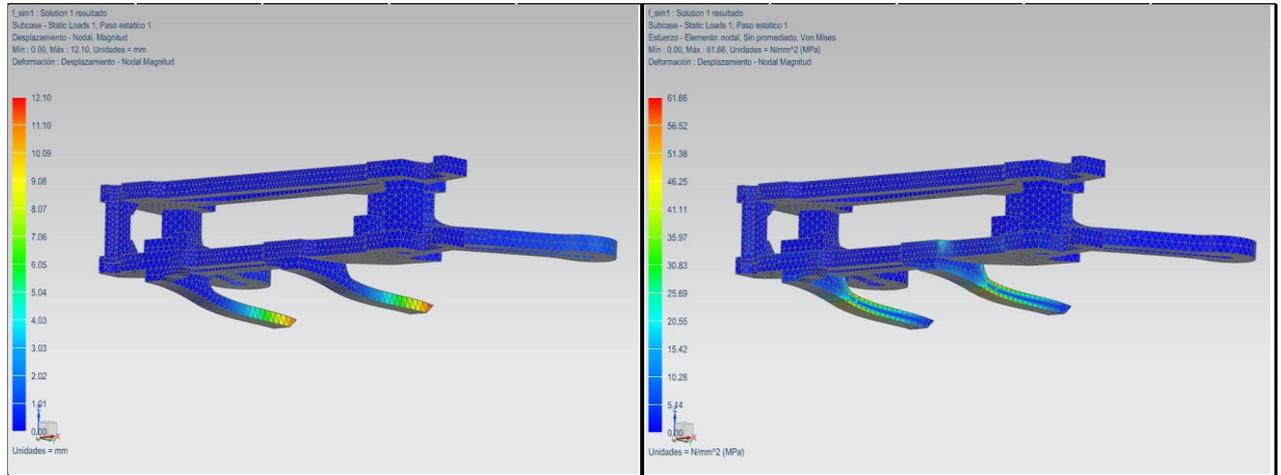


Figura 5-21 Resultados de los ensayos con los separadores (Elaboración propia)

5.2.7.4 Ejes

Los ejes son encargados de soportar los brazos de nuestro chasis y permitir su giro libremente. Por diseño, se eligen unos ejes de sección circular, 3mm de diámetro y macizos.

Puesto no que transmiten potencia a ningún componente, no están sometidos a ningún esfuerzo de torsión. Tampoco sufren esfuerzos axiales (compresión-tracción), pues estos esfuerzos son absorbidos por los separadores. Sin embargo, sí pueden sufrir flexión derivada de una caída.

En este caso, para analizar el comportamiento del eje se trata el mismo como una viga hiperestática, biempotrada y con una carga uniformemente distribuida. Los empotramientos son los 4mm de eje que se introduce en las bases (2mm en cada una). En el caso de la carga distribuida, esta es igual a la fuerza calculada en el impacto por caída en los brazos en anteriores ensayos. Se trata de un problema de mecánica clásica sencillo que resolvemos mediante *software*.

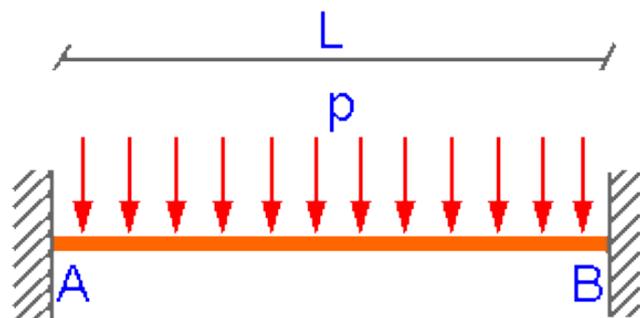


Figura 5-22 Viga bi-empotrada con carga uniformemente distribuida (Fuente [25])

Los resultados muestran un valor de flecha máxima en $L/2$, como es de esperar, y un valor de tensión igual a la mitad de la tensión admisible del material asignado.

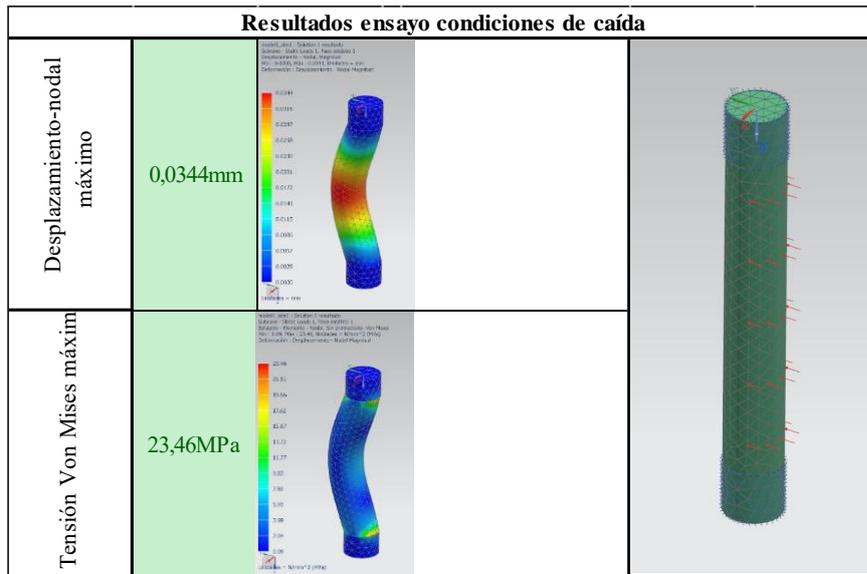


Tabla 5-14 Resultados de los ensayos del eje (Elaboración propia)

5.2.8 Tecnologías de unión para PLA

Para ensamblar el cuadricóptero con todas las piezas definidas hasta el momento, tenemos que resolver el método de unión de las bases a los tres pasadores diseñados.

Para ello, se evalúan distintos métodos habituales en la unión de piezas FDM atendiendo en primer lugar a recomendaciones de empresas del sector como la ya mencionada *Stratasys* [7]. Los grandes grupos empleados son:

1. Adhesivos. Se suelen usar resinas epoxi, cianocrilato y disolventes.
2. Soldadura. Con aire caliente mediante proceso similar a la soldadura oxiacetilénica del metal o mediante soldadura ultrasónica por puntos.
3. Sujetadores mecánicos. Mediante el extenso mundo de posibilidades de los elementos roscados.

El siguiente paso es atender a las necesidades de nuestra unión, en concreto responder a ¿queremos que sea fija o desmontable? Considerando que el cuadricóptero estará constantemente expuesto a posibles caídas y la sustitución de piezas será probable se eligen uniones desmontables. De esta manera se conserva la modularidad del ensamble y se facilita su desmonte para realizar tareas de sustitución de piezas y mantenimiento en el núcleo del chasis.

5.2.8.1 ¿Tornillo, espárrago o perno?

Dentro de las uniones desmontables encontramos distintas opciones: tornillos de unión, pasadores, chavetas, lengüetas, ejes nervados, remaches, espárragos, pernos, etcétera. De todas estas opciones, se escogen por su facilidad de adquisición y por adecuarse a nuestras necesidades los tornillos, espárragos y pernos.

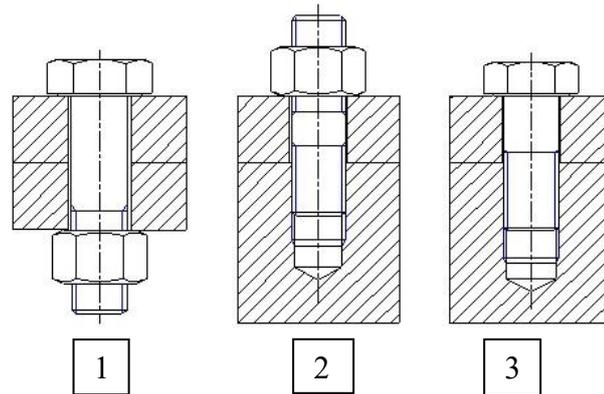


Figura 5-23 Combinaciones de unión roscada (Fuente [26])

La solución 1 requiere de tuerca, la 2 también pero además igual que la 3, requieren de piezas de plástico roscadas. Dada la dificultad para fabricar estas roscas en el tamaño que se trabaja se escoge el perno (1) como la solución más indicada.

Otra de las características que se buscan en la unión, es minimizar cualquier tipo de protuberancia en las superficies en las que vayan instalados. Es decir, la idea es mantener las superficies de las bases lo más limpias y libres de resaltes para poder añadir cualquier elemento en contacto con las mismas. Este es el caso de la batería en la base superior.

A continuación, se procede a seleccionar una cabeza que permita al perno ser embutido en la base hasta quedar enrasado con su superficie: tornillo de cabeza avellanada. Del mismo modo, se decide embutir la tuerca en la base inferior logrando minimizar en gran medida los resaltes debidos a la unión.

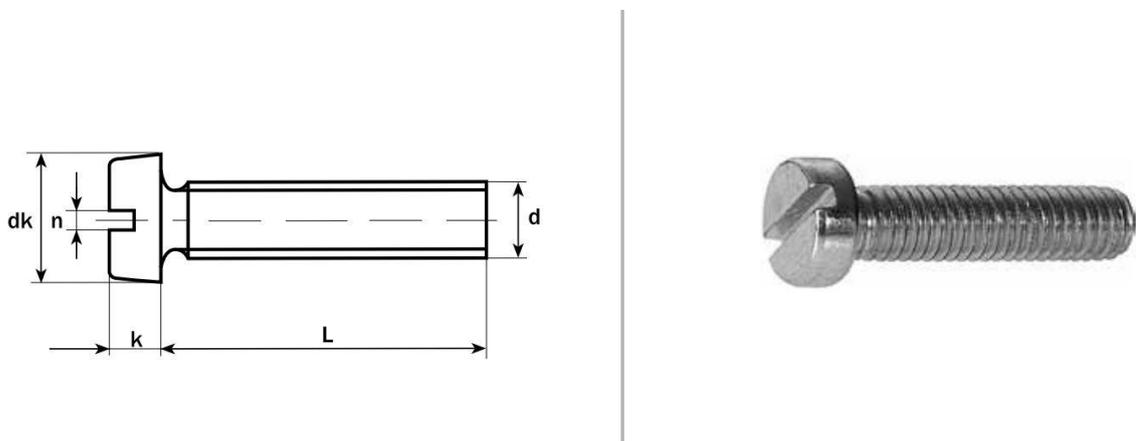


Figura 5-24 Tornillo empleado (Fuente [27])

El tornillo seleccionado es el mostrado en la Figura 5-24, de métrica 3, longitud 17 mm y norma DIN84 ISO 1207. La tuerca escogida, de misma métrica que el tornillo y norma DIN934 ISO4032 (Figura 5-25).

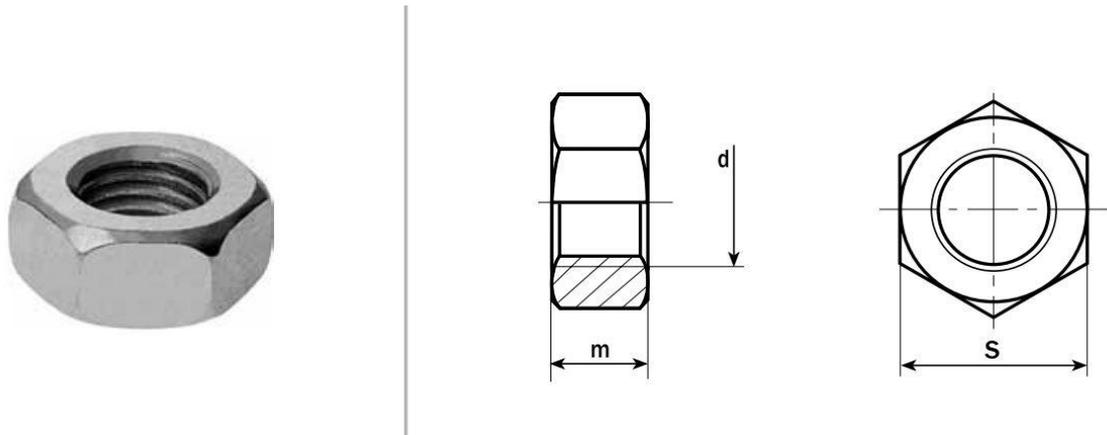


Figura 5-25 Tuerca empleada (Fuente [27])

Por último, se acude a la norma de ambos componentes para extraer sus dimensiones y se modifica la base superior para embutir la cabeza del tornillo y la base inferior para la tuerca (Figura 5-26). Además, teniendo en cuenta que la calidad usual de cualquier acero genérico supera las características del material de impresión, no se realizan ensayos en los elementos de unión. Es decir, antes de romper el tornillo lo hará cualquier elemento plástico del chasis.

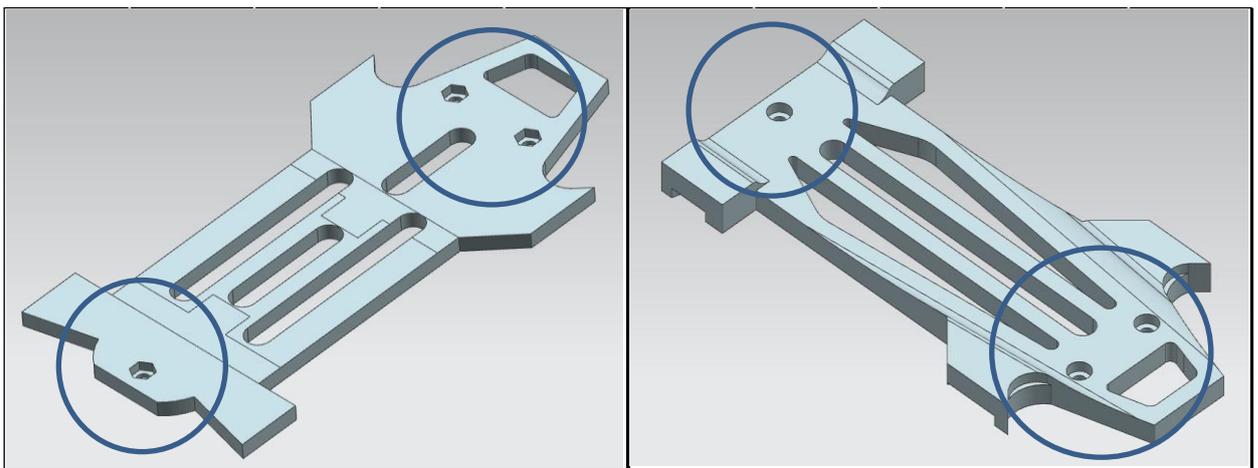


Figura 5-26 Modificación de bases para embutir tornillería (Elaboración propia)

6 RESULTADOS

En este capítulo se compara el primer esbozo funcional con el diseño final verificando la metodología adoptada en el proceso de diseño, para ello se muestran algunas de las características más importantes de ambos modelos. Por último, se exponen resultados de simulación añadiendo los pesos de las dos versiones.

6.1 Diseño inicial

Para alcanzar el modelo final se realiza de un diseño funcional inicial, es decir, este primer modelo de tamaño 180mm es capaz de albergar todos los componentes comerciales seleccionados y también puede abatir sus brazos en dos posiciones.

Los ensayos realizados sobre este primer chasis de 6 piezas no son superados. Es capaz de operar en condiciones nominales de vuelo y caer en punta, pero no de aguantar una toma dura. Por otra parte, tampoco se consigue imprimir algunas de las geometrías definidas.

| Diseño inicial | |
|-------------------------------|----------|
| Volumen (mm ³) | 65500,72 |
| Peso (g) | 81,88 |
| Imprimible | No |
| Número de piezas | 6 |
| Apto en condiciones nominales | Sí |
| Apto para caída | Sí |
| Apto para toma dura | No |

Tabla 6-1 Características diseño inicial (Elaboración propia)

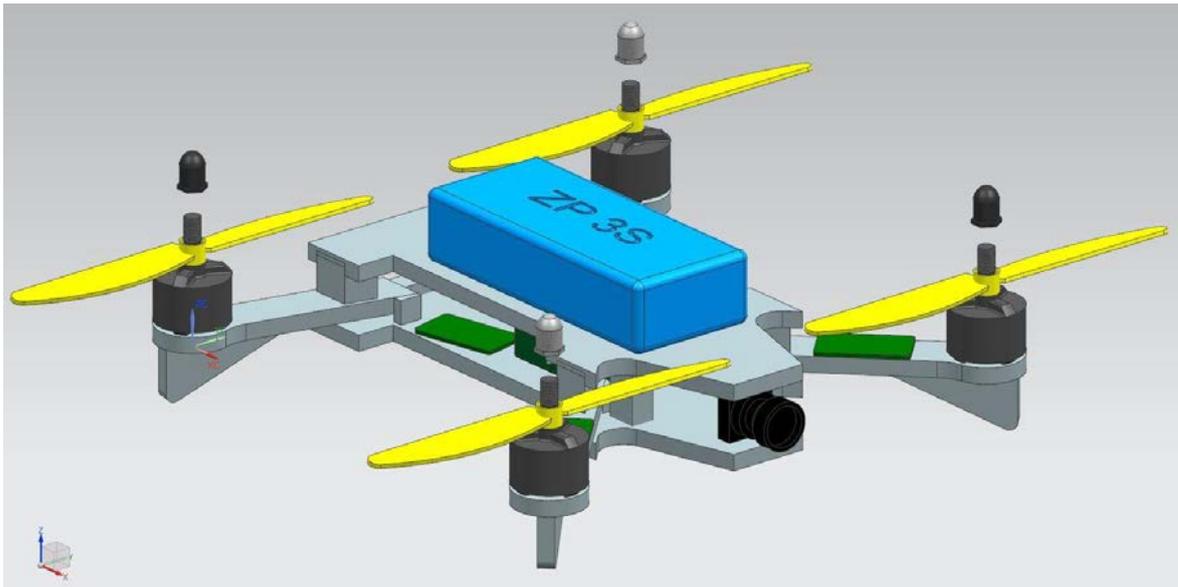


Figura 6-1 Imagen del ensamble inicial (Elaboración propia)

6.2 Diseño final

Como era de esperar, los ensayos realizados en el primer modelo revelan diferentes errores de diseño. De esta forma siguiendo la metodología descrita en la Figura 5-1 comienza el proceso de optimización buscando mejorar las características de la primera versión.

El resultado es un chasis más modularizado con un total de 15 piezas (más del doble que en la primera versión), un 17% más ligero, capaz de superar todos los ensayos definidos con éxito y apto para impresión. Los cambios de diseño más significativos son:

- Desplazamiento del tren de aterrizaje hacia la base inferior.
- Definición de ejes como piezas independientes de la base superior.
- Definición de separadores como piezas independientes de la base superior.
- Creación de huecos para colocar los separadores en su posición.
- Creación de huecos para colocar la tornillería embutida.
- Aumento de material en zonas críticas.
- Aligeramiento de material en zonas sobredimensionadas.

Diseño final

| | |
|-------------------------------|----------|
| Volumen (mm ³) | 54305,63 |
| Peso (g) | 67,88 |
| Imprimible | Sí |
| Número de piezas | 15 |
| Apto en condiciones nominales | Sí |
| Apto para caída | Sí |
| Apto para toma dura | Sí |

Tabla 6-2 Características diseño final (Elaboración propia)



Figura 6-2 Renderizado del ensamble final (Elaboración propia)

6.3 Resultados de simulación

La manera escogida para tratar de estudiar la influencia del peso del chasis en el comportamiento del cuadricóptero es la simulación. En este sentido, se procede a simular con *eCalc* el comportamiento del chasis inicial y el del final.

Para ello, se introduce el peso del chasis de una y otra versión, tomando como pesos de los componentes los que la herramienta de simulación tiene en su base de datos. Se exponen los resultados obtenidos en cada caso, así como las gráficas que proporciona *eCalc* de estimación de alcance y comportamiento del motor.

Para la primera versión de chasis se suma un total de 82g (Figura 6-3). Con los componentes descritos en el capítulo 4, obtenemos una relación empuje-peso de 2.6 y un tiempo de vuelo en estacionario de 9.5 minutos.

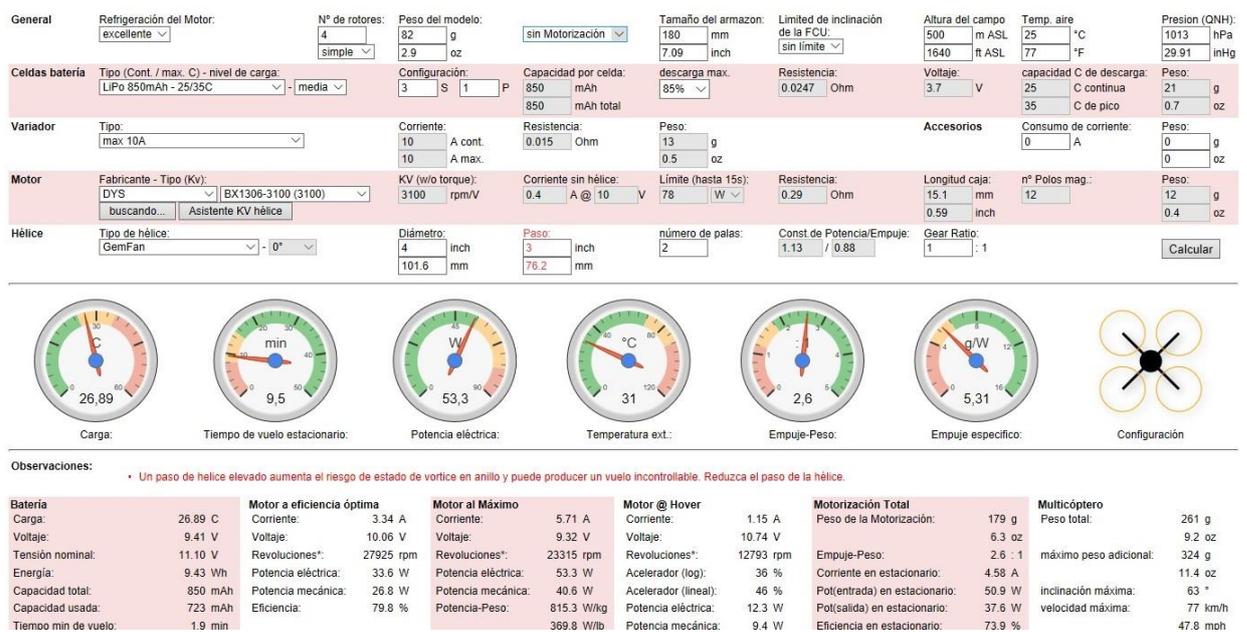


Figura 6-3 Resultados simulación chasis inicial (Fuente [18])

Otros datos relevantes se muestran en la Tabla 6-3. Estos resultados son levemente inferiores a los obtenidos inicialmente, momento en el que se trabajó con 250g de peso total (chasis más componentes).

| Característica | Magnitud | Característica | Magnitud |
|------------------------|-----------------|----------------------------------|-----------------|
| Máximo peso adicional | 324 g | Eficiencia energética | 79.8% |
| Máx. ángulo de guiñada | 63° | % Acelerador lineal estacionario | 46% |
| Velocidad máx. | 77 km/h | Corriente de descarga máx. | 23 A |
| Vel. trepada máx. | 14,5 m/s | Potencia máx. | 213 W |

Tabla 6-3 Datos relevantes simulación chasis inicial (Elaboración propia)

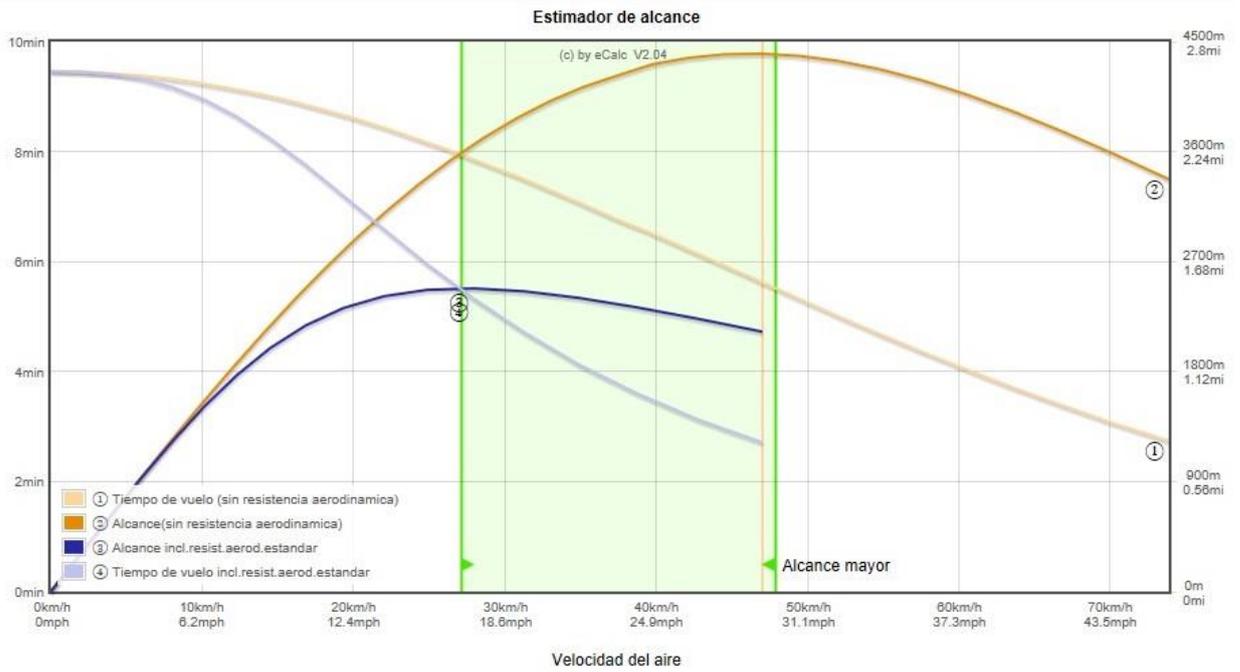


Figura 6-4 Gráfica de estimación de alcance con chasis inicial (Fuente [18])

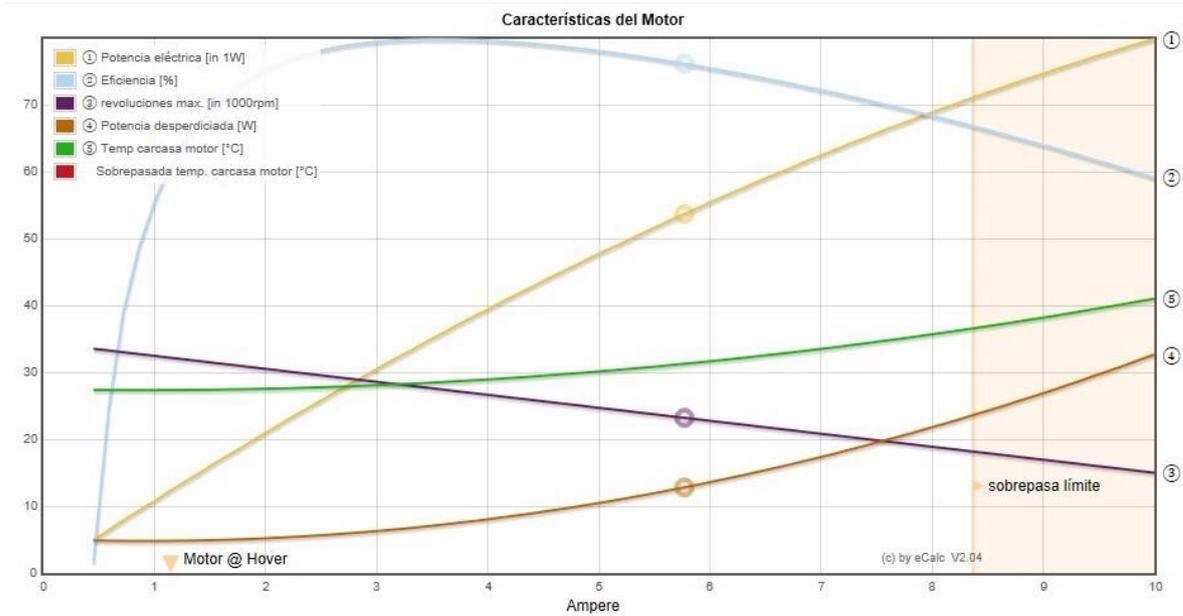


Figura 6-5 Gráfica de comportamiento de motores con chasis inicial (Fuente [18])

En el caso de la segunda versión de chasis, se suma un total de 68g (Figura 6-6). Trabajando de nuevo con los mismos componentes obtenemos una relación empuje-peso de 2.7 y un tiempo de vuelo en estacionario de 10.3 minutos.

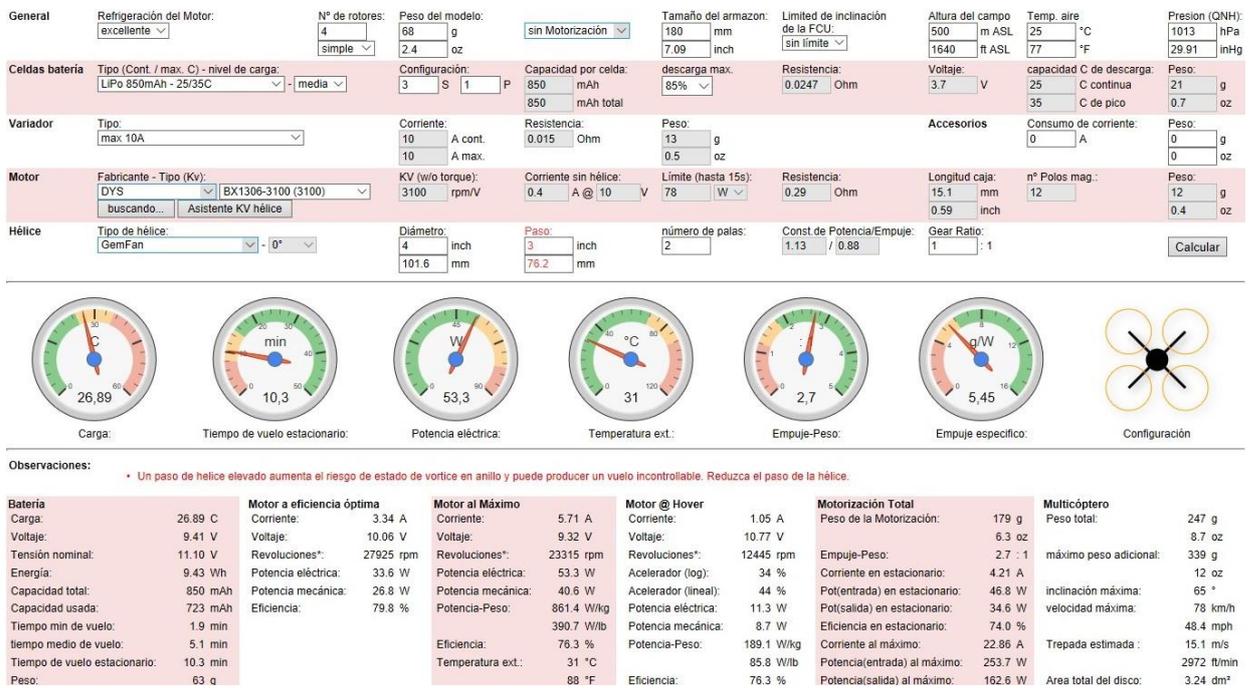


Figura 6-6 Resultados simulación chasis final (Fuente [18])

Estos resultados muestran como una reducción de 14g en el chasis (un 17% de su peso) logra mejorar todos los puntos de interés con respecto al modelo inicial. Respecto a los más críticos, aumenta la autonomía un 108.4% (48 segundos) y la relación empuje-peso un 104%. 48 segundos de autonomía se traducen en 1040 metros más (como máx.) de distancia recorrida, que en un cuadricóptero de este tamaño es un valor muy significativo. También aumentan velocidades máximas y peso máximo adicional y disminuye el porcentaje de acelerador lineal para mantener el cuadricóptero en estacionario.

| Característica | Magnitud | Característica | Magnitud |
|------------------------|----------|----------------------------------|----------|
| Máximo peso adicional | 339 g | Eficiencia energética | 79.8% |
| Máx. ángulo de guiñada | 65° | % Acelerador lineal estacionario | 44% |
| Velocidad máx. | 78 km/h | Corriente de descarga máx. | 23 A |
| Vel. trepada máx. | 15,1 m/s | Potencia máx. | 213 W |

Tabla 6-4 Datos relevantes simulación chasis final (Elaboración propia)

Estos parámetros son prácticamente los mismos que los obtenidos en la simulación del capítulo 4, estimando peso en 250 g.

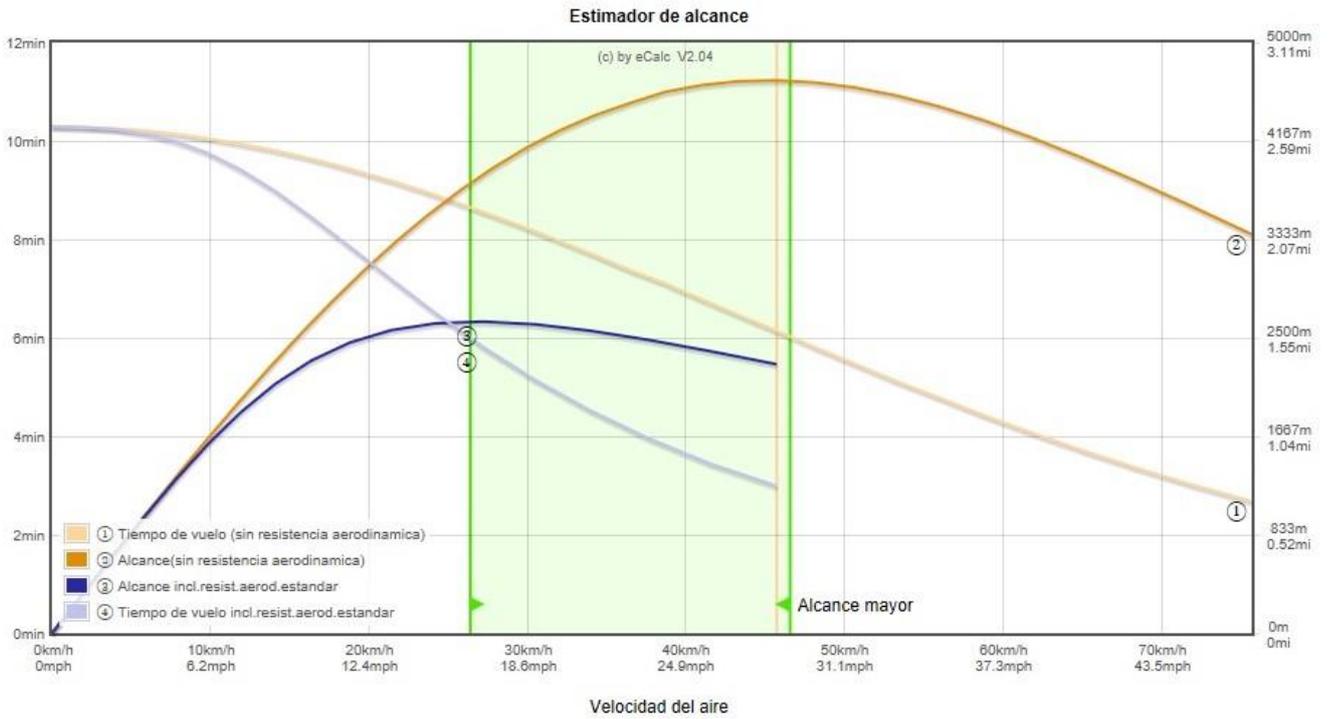


Figura 6-7 Gráfica de estimación de alcance con chasis final (Fuente [18])

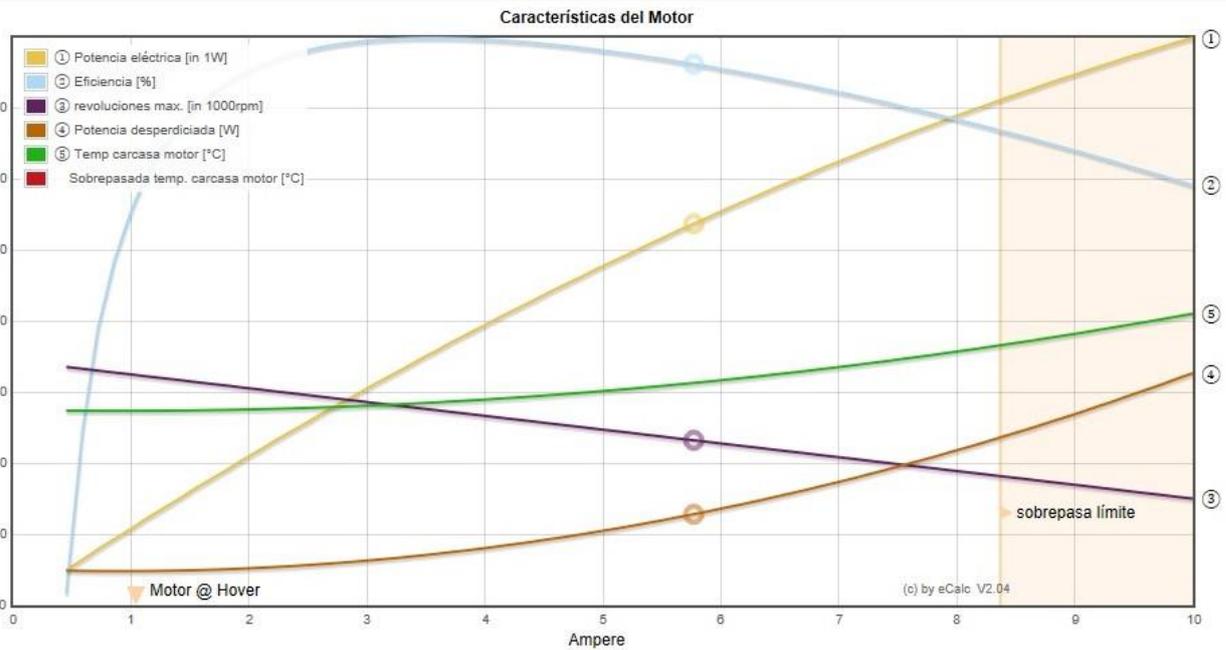


Figura 6-8 Gráfica de comportamiento de motores con chasis final (Fuente [18])

6.4 Influencia de elementos externos al chasis

Se ha visto en la anterior simulación la influencia del peso del chasis en el comportamiento final de la aeronave. Sin embargo, en la versión final el peso del chasis supone un 27,5% del peso total del cuadricóptero. Esto indica, que los elementos más críticos, en cuanto a peso se refiere, son los componentes electrónicos.

De esta forma, la vía de mejora más importante es la elección de componentes más ligeros. En el caso de motores, hélices, controladora y ESC's se considera haber encontrado los modelos más óptimos cumpliendo los requisitos necesarios. Sin embargo, en el caso del receptor de radiocontrol y la batería existen en el mercado varios candidatos más ligeros que los elegidos.

Frente al receptor escogido por disponibilidad, el *Futaba2008SB* con un peso de 9.5 g, se encuentran diversas alternativas en el mercado con prestaciones similares y más ligeras (Tabla 6-5).

| Nombre | Frecuencia | Peso |
|----------------------|------------|-------|
| Superior Hobby HV | 2.4 GHz | 2 g |
| Orange Rx Futaba | 2.4 GHz | 4.2 g |
| Cooltech RSF04 | 2.4 GHz | 3.5 g |
| Orange SF400S Futaba | 2.4 GHz | 3.5 g |

Tabla 6-5 Alternativas para el receptor de radiocontrol (Elaboración propia)



Figura 6-9 Imagen del *Superior Hobby HV*, el candidato más ligero de los estudiados (Fuente [21])

La forma de conectar el receptor a la controladora puede hacerse de dos maneras: con un único SBUS (un cable de tres hilos) o mediante un cable por cada canal. A la primera opción se corresponden los 2 primeros candidatos de la Tabla 6-5, y a la segunda los 2 últimos. Cualquiera de estas opciones sería válida considerando las características de la controladora escogida.

Para la batería, el componente más crítico en cuanto a peso se refiere, se encuentran también opciones más ligeras que los 82g de la *Zippy Compact 35-45C*.

| Nombre | Celdas | Capacidad | Peso |
|-------------------|--------|-----------|------|
| Turnigy nano-tech | 3 | 1000 mAh | 79 g |
| Overlander 35-60C | 3 | 1000 mAh | 80 g |
| Turnigy nano-tech | 3 | 850 mAh | 69 g |

Tabla 6-6 Baterías alternativas más ligeras (Elaboración propia)

Dentro de las opciones mostradas en la Tabla 6-6 se contempla el uso de una batería con 850mAh de capacidad y esta varía con respecto a la batería escogida (1000 mAh). Sin embargo, todas las simulaciones se han realizado con baterías de 850 mAh que se consumen hasta el 15%. Esta elección se plantea porque *eCalc* no ofrece baterías de 1000 mAh, y en todo caso equivale a usar esa batería hasta dejarla en un 27,5% de su capacidad.



Figura 6-10 Imagen de la Turnigy nano-tech de 850 mAh, la candidata más ligera de las estudiadas (Fuente [20])

7 MONTAJE DE PROTOTIPO

En este capítulo se describe el proceso de montaje del prototipo de cuadricóptero, planteando las dificultades encontradas en su ensamble y las soluciones adoptadas al respecto. También se ilustra el proceso y resultado final y, por último, se exponen las características y prestaciones obtenidas experimentalmente.

7.1 Material de impresión

Debido a distintos problemas con la impresora que se plantea inicialmente que impidieron realizar la totalidad de las piezas, el prototipo que finalmente se ensambla está impreso en ASA (Acrilonitrilo Estireno Acrilato) con los medios aportados por la empresa «Nort3D», en lugar de PLA.

Este material se trata de un termoplástico especialmente indicado para prototipos duraderos de uso en exteriores (a la intemperie), lo cual se ajusta a nuestras necesidades. Además, destaca por su robustez mecánica, alta resistencia a los rayos UV y al agua y por su facilidad de impresión. Supera las características del PLA e incluso el ABS, razón que le ha permitido tu utilización en la industria automovilística. Cuenta con la desventaja de generar humo tóxico en su impresión.

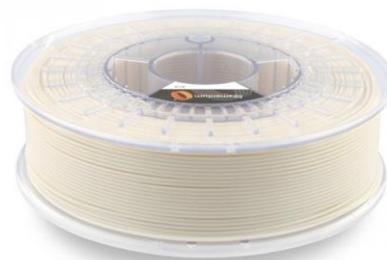


Figura 7-1 Filamento de ASA (Fuente [28])

Se obtiene una ventaja muy importante imprimiendo con este material, su densidad es inferior a la del PLA: $1.07 \text{ (g/cm}^3\text{)}$. Esto, sumado a una mayor resistencia del material (que permite un relleno inferior al 100%) se traduce en una disminución del 35% del peso del chasis previsto con el material inicial.



Figura 7-2 Imagen de las piezas impresas en ASA y peso total del conjunto (Elaboración propia)

7.2 Prestaciones nominales

Fruto de la aligeración del chasis, las prestaciones del prototipo difieren de los resultados de la última simulación realizada (chasis de PLA optimizado). De esta forma, se realiza una nueva simulación en *eCalc* con el peso del chasis para el prototipo, que suma un total de 44g (24 g menos que en PLA).

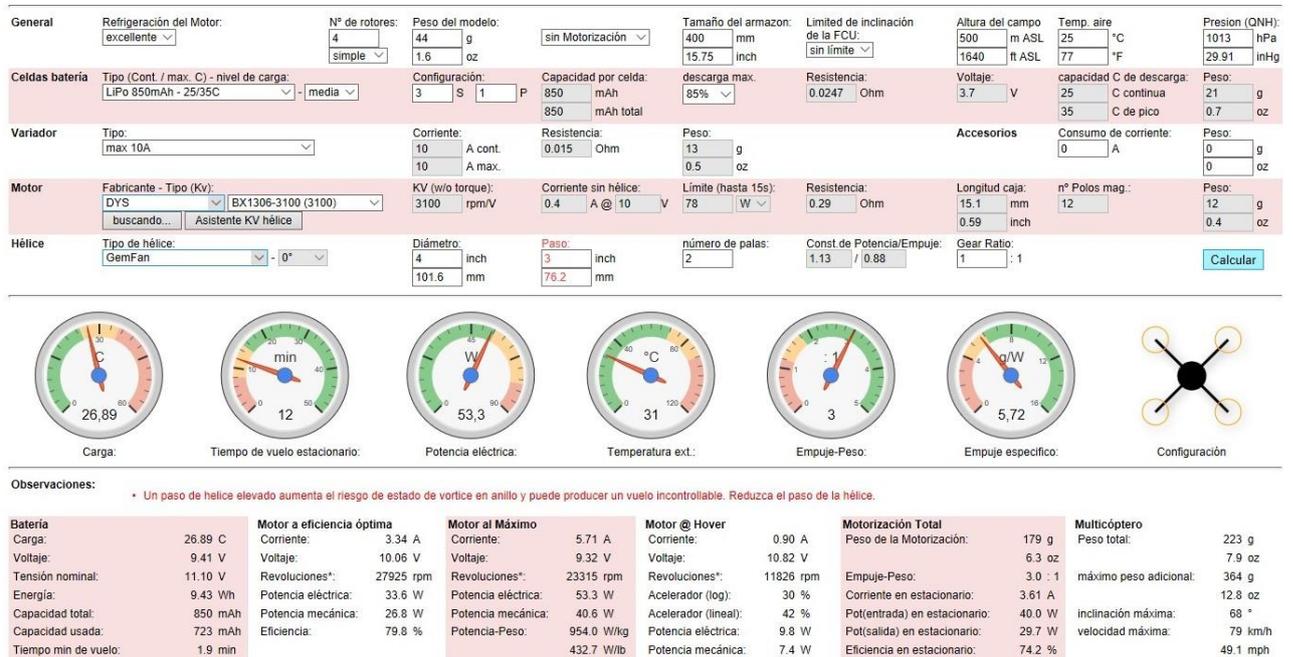


Figura 7-3 Resultados simulación chasis prototipo (Fuente [18])

| Característica | Magnitud | Característica | Magnitud |
|------------------------|-----------------|----------------------------------|-----------------|
| Máximo peso adicional | 364 g | Eficiencia energética | 79.8% |
| Máx. ángulo de guiñada | 68° | % Acelerador lineal estacionario | 42% |
| Velocidad máx. | 79 km/h | Corriente de descarga máx. | 23 A |
| Vel. trepada máx. | 15,5 m/s | Potencia máx. | 213 W |

Tabla 7-1 Datos relevantes simulación chasis prototipo (Elaboración propia)

Con los resultados de la Tabla 7-1, vuelve a demostrarse la significativa influencia del peso del chasis en la mejora de las prestaciones del cuadricóptero. Todos los apartados mejoran de manera notable con respecto a la anterior simulación, la autonomía asciende a 12 minutos, la relación empuje-peso a 3, suponiendo estos los mejores resultados obtenidos en todas las simulaciones realizadas.

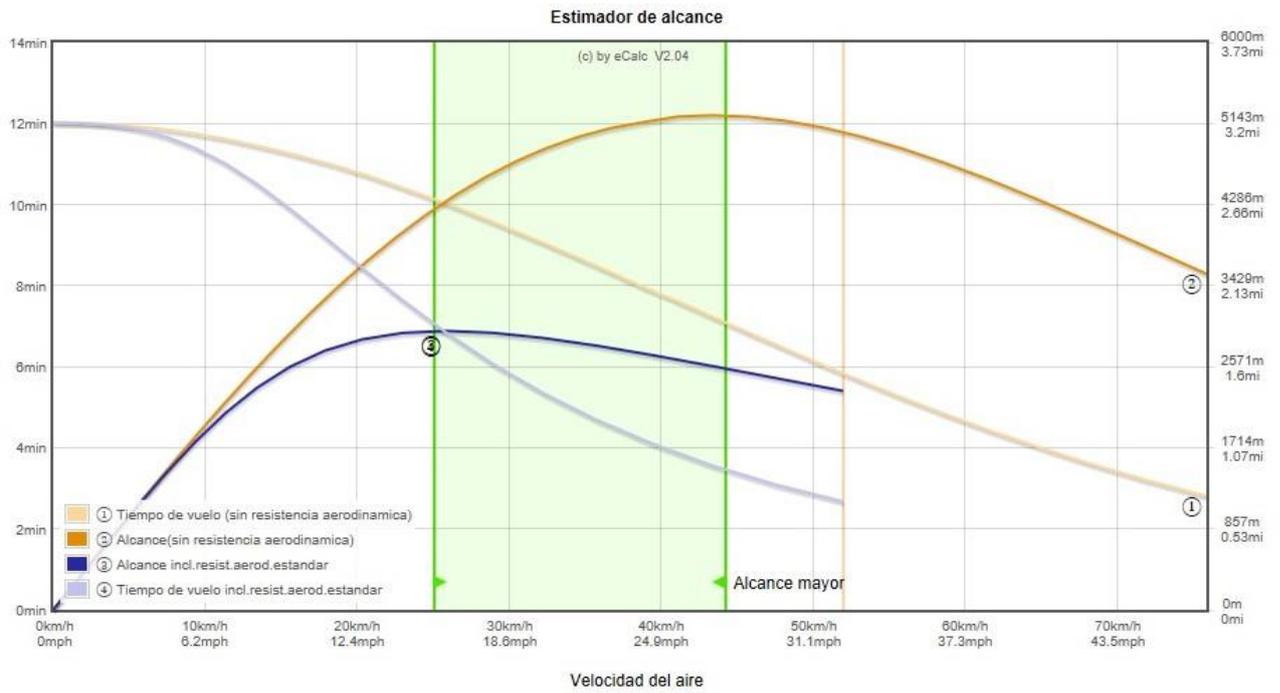


Figura 7-4 Gráfica de estimación de alcance con chasis prototipo (Fuente [18])

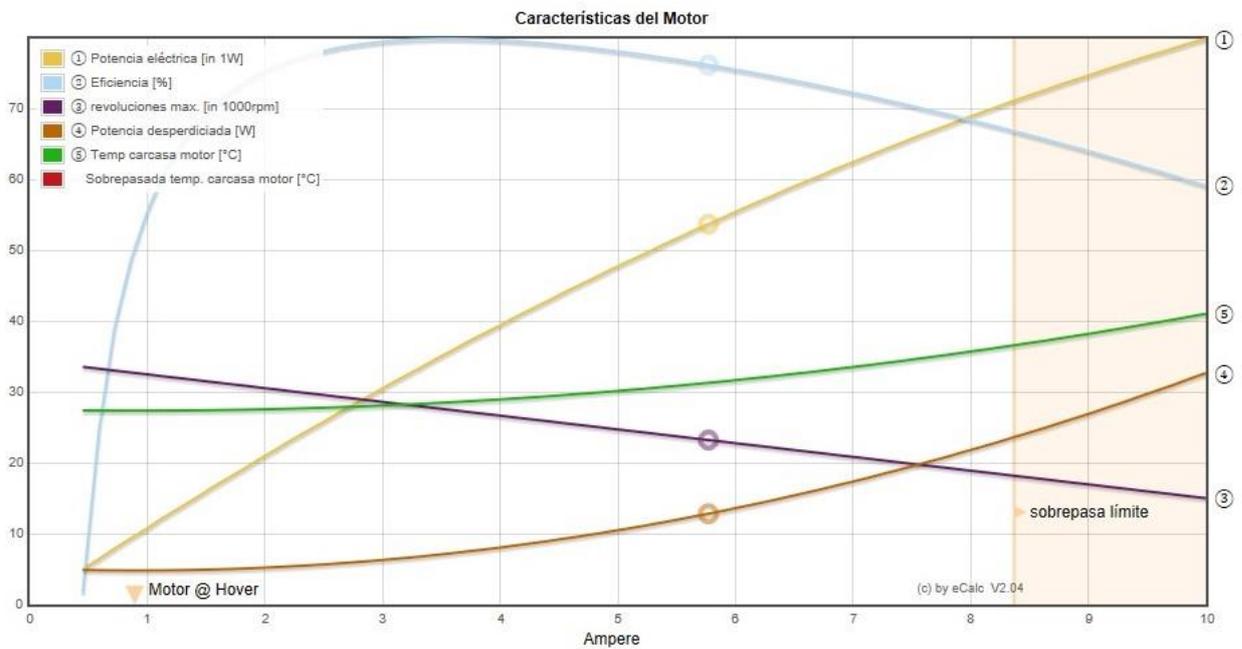


Figura 7-5 Gráfica de comportamiento de motores con chasis prototipo (Fuente [18])

7.3 Ensamblaje

Durante el proceso de ensamblaje, se plantean algunas dificultades con las piezas de impresión que requieren llevar a cabo acciones directamente sobre el ensamble.

En primer lugar, se procede a mecanizar la mayoría de piezas: se repasan taladros y se eliminan rebabas de impresión (Figura 7-6).



Figura 7-6 Proceso de mecanizado de las piezas de impresión (Elaboración propia)

A continuación, se detectan problemas de alineación entre los taladros de la base inferior con la base superior debido a impresión errónea de diámetros. Para solucionarlo, se sustituyen los ejes previstos por tornillos modificados al tamaño requerido como se muestra en la Figura 7-7.

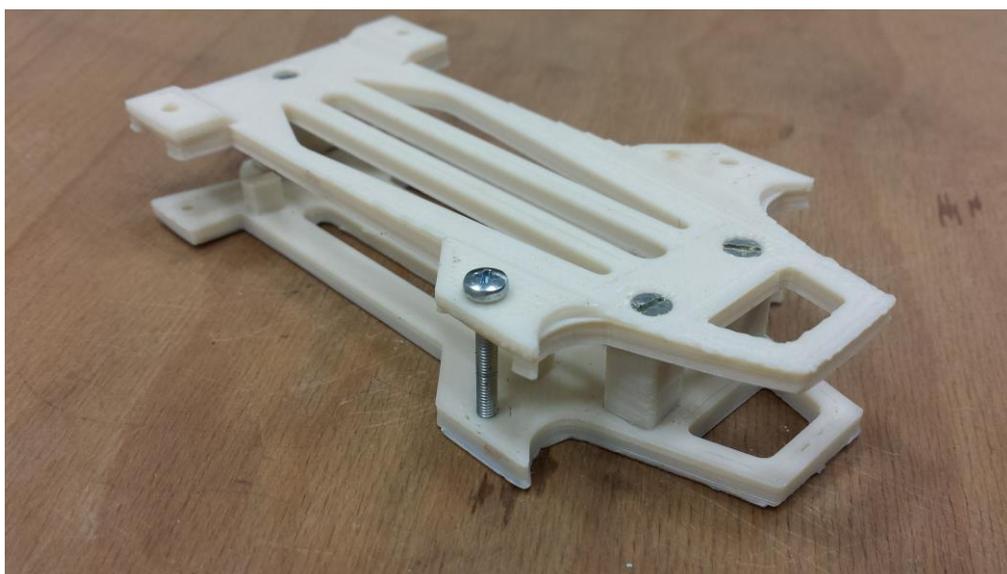


Figura 7-7 Detalle de la modificación de los ejes con tornillo (Elaboración propia)

Tras esta última modificación, se montan los cuatro brazos con sus respectivos muelles y se atornillan las bases a través de los separadores. La tornillería de los separadores (tuerca y cabeza de tornillo avellanado) queda embutida como se plantea en el diseño.

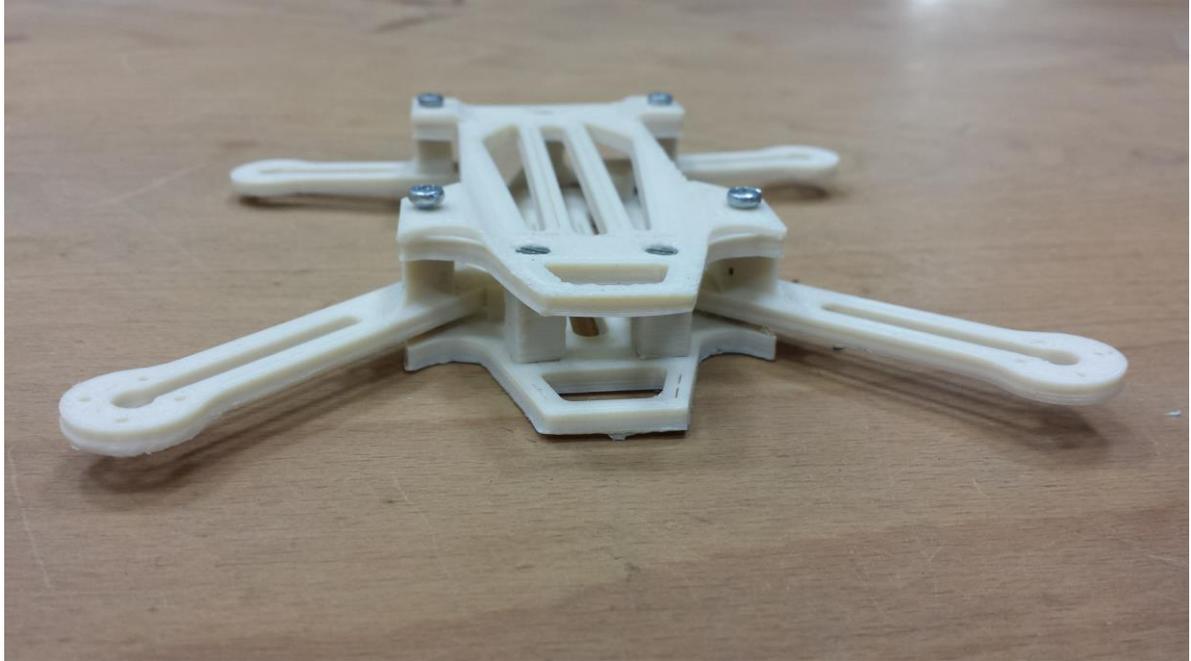


Figura 7-8 Chasis con los brazos montados (Elaboración propia)

Para continuar, se atornillan los motores según el orden correspondiente.

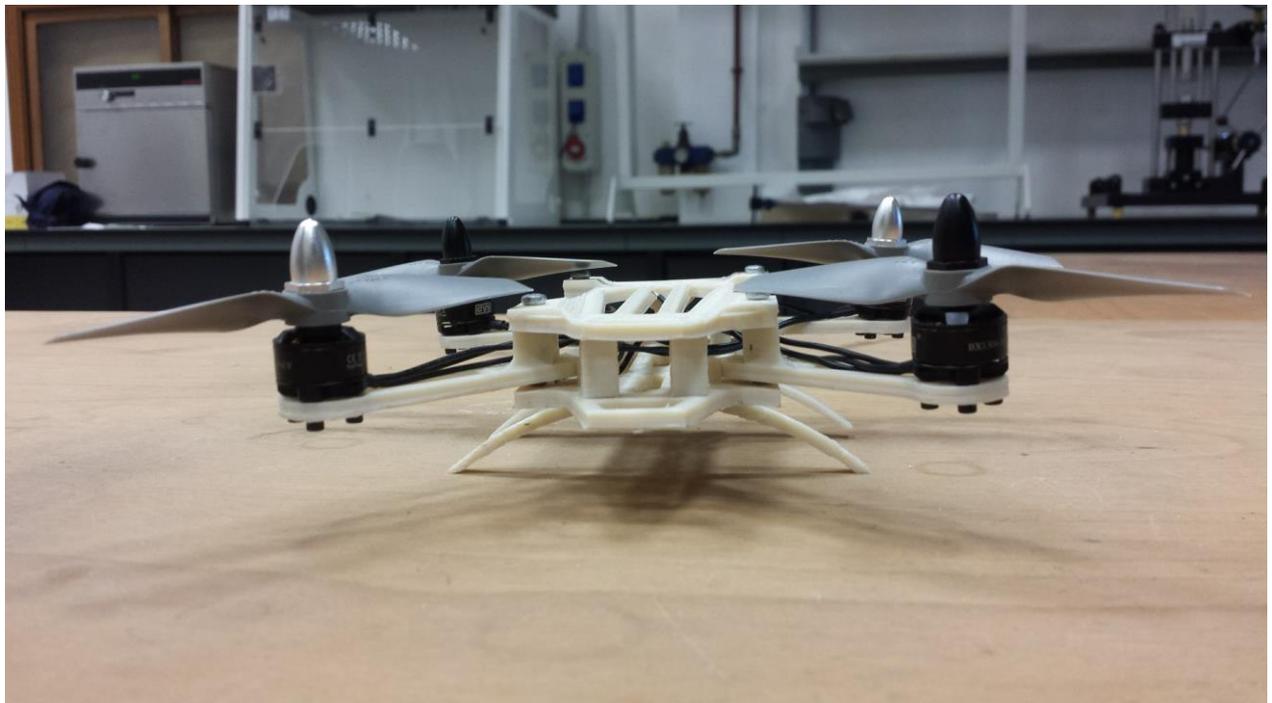


Figura 7-9 Cuadricóptero con motores atornillados y tren de aterrizaje en su posición (Elaboración propia)

Por último, se incluyen el resto de componentes electrónicos uniéndolos al chasis mediante cinta de doble cara haciendo uso de los huecos realizados en las bases comprobándose que el diseño permite

albergar todos los componentes seleccionados, aunque los reducidos espacios entre bases convierten esta última acción en una tarea que podría ser más sencilla.



Figura 7-10 Detalle parte delantera del cuadricóptero montado (Elaboración propia)



Figura 7-11 Detalle parte trasera del cuadricóptero montado (Elaboración propia)

8 CONCLUSIONES Y LÍNEAS FUTURAS

8.1 Conclusiones

Para abordar las conclusiones, conviene recordar el objetivo general de este Trabajo de Fin de Grado, que ha estado centrado en «diseñar, mediante modelado sólido paramétrico con *software* de diseño asistido por ordenador (CAD), un cuadricóptero de tamaño reducido y plegable apto para fabricación mediante impresión 3D atendiendo a los requerimientos que entraña el uso de una impresora de estas características y tomando como referencia el análisis de modelos semejantes» tal y como se expuso en el capítulo de los objetivos.

Para conseguir este objetivo general, se dividió el trabajo en una serie de objetivos específicos estableciendo una metodología para el diseño del cuadricóptero. De esta forma se comenzó estudiando el ámbito de los vehículos aéreos no tripulados, su conexión con las tecnologías de fabricación aditiva y los modelos comerciales presentes en el mercado. Seguidamente, se investigó acerca de los componentes electrónicos que estos aparatos requieren y se simuló prestaciones con distintas configuraciones, eligiendo la más adecuada. Mediante un flujograma se estableció un algoritmo de diseño y optimización del chasis considerando ensayos e impresión de prototipos y por último se evaluó la influencia del peso del chasis, los componentes y la forma en la que se traducen variaciones de este peso en el vuelo del cuadricóptero.

En base a estos objetivos descritos, se han extraído de la realización de este trabajo las siguientes conclusiones:

- Fruto de la investigación y revisión bibliográfica en el terreno de los vehículos aéreos no tripulados, se ha determinado que es un campo que se encuentra en constante expansión, tanto en el ámbito militar como civil. En este aspecto, hay que tener presente la normativa vigente que regula su uso antes de comenzar con cualquier fase de diseño, pues esta evoluciona de forma paralela al crecimiento de los UAV.
- Ha quedado comprobado que existe aplicación directa de las tecnologías de fabricación aditiva en la construcción de cuadricópteros en la actualidad. Se pueden encontrar distintos modelos desarrollados e incluso planos de construcción de los mismos en la *web*. Incluso en modelos comerciales se ven piezas impresas por los usuarios (de sustitución frecuente principalmente).
- Por otra parte, se ha observado que la variedad de componentes y materiales de construcción empleados en la construcción de UAV ofrece muchísimas alternativas, así como futuras líneas de mejora.

- Se ha identificado que, en el diseño y configuración de cualquier aeronave, hay que tener en cuenta distintos factores entre los que destacan sobremanera el tamaño y su aplicación.
- Se han estudiado las prestaciones del cuadricóptero con distintas configuraciones de componentes electrónicos, registrando la autonomía y la relación empuje-peso como parámetros críticos de estudio.
- Con lo mostrado en los resultados, se demuestra que la influencia del peso del chasis en el comportamiento de la aeronave es significativa. Producto del proceso de optimización se cumple que, reduciendo el peso del diseño inicial ligeramente, se logra aumentar de forma considerable la autonomía.
- Se ha probado que el peso de los componentes comerciales en cuadricópteros del tamaño de estudio es crítico, suponiendo aproximadamente tres cuartas partes del peso total de la aeronave. En este sentido, la elección del componente más adecuado revierte en beneficio de las prestaciones del cuadricóptero incluso en mayor medida que la propia optimización del chasis.
- Se ha conseguido un diseño final que cumple con los objetivos propuestos y, además, imprimir un prototipo que ha sido probado funcionalmente con éxito montando los componentes electrónicos seleccionados.
- Durante la impresión de los primeros prototipos en PLA y del prototipo final en ASA, queda patente la importancia de la adecuada definición de los parámetros de impresión. Con el prototipo final fue necesario mecanizar distintos elementos por no ajustarse a la geometría de diseño. Otros elementos no mostraron detalles de diseño por debajo del milímetro y dentro de los rangos de precisión de la máquina. Por tanto, se ha deducido que los parámetros de impresión afectan directamente en el acabado de las piezas y es fundamental definirlos correctamente para explotar toda la capacidad de la impresora en cuestión.
- Se ha comprobado que, las impresoras al alcance del público general (con las que hemos trabajado) no siempre son capaces de pasar del prototipo a la manufactura tras los resultados obtenidos, si bien ofrecen resultados cada vez más próximos a lo deseado (cualitativamente hablando).
- Por último, queda constatada la validez del *software* empleado en el diseño, análisis y simulación, generando a mayores un renderizado fotorrealista del cuadricóptero.

8.2 Líneas futuras

A lo largo del desarrollo del presente Trabajo de Fin de Grado han ido apareciendo ideas para mejorar algunas características funcionales del cuadricóptero y, particularmente dentro de la problemática de la relación empuje-peso, para conseguir un chasis más ligero que el actual.

8.2.1 Diseño de carcasa de protección de hélices

Las hélices son componentes que rompen de manera habitual en multirrotores. En este sentido, se plantea el diseño de una carcasa salva-hélices que mejore el diseño básico que se ha realizado y que no ha sido experimentada ni estaba incluida en las exigencias de partida.

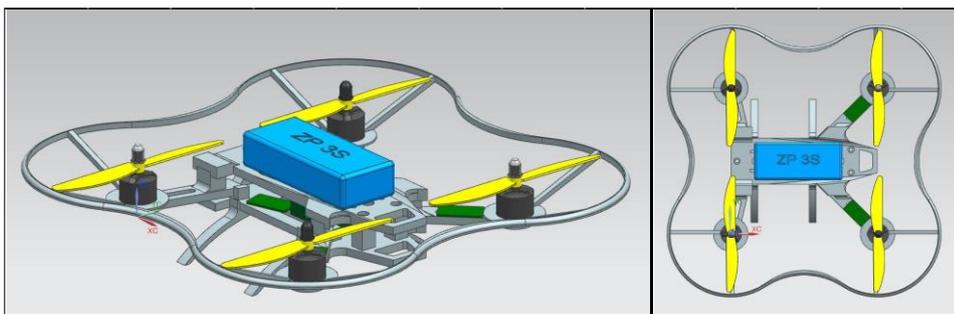


Figura 8-1 Propuesta de carcasa de protección (Elaboración propia)

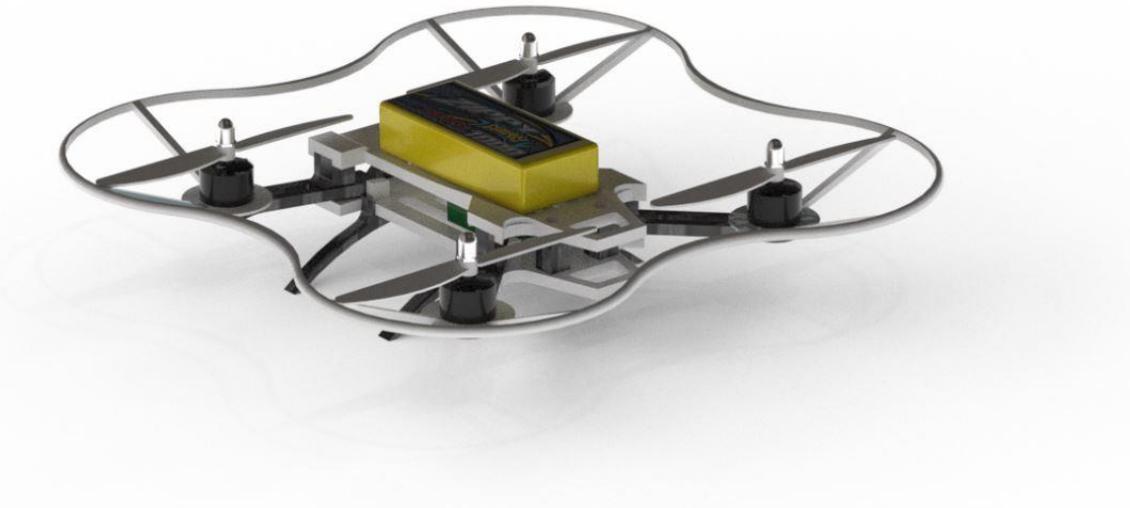


Figura 8-2 Renderizado propuesta carcasa de proyección (Elaboración propia)

8.2.2 *En relación con nuevos materiales de impresión*

Conseguir un material con mejores prestaciones que el PLA es una medida que supondría la base de mejora más importante sobre el chasis planteado en este trabajo.

Las características que este material tendría que tener son fundamentalmente menor densidad y mayor resistencia al impacto. En este sentido, existen diferentes materiales desarrollándose con rendimientos en amortiguación de impacto y vibraciones muy superiores al del PLA, y más ligeros.

Un material ejemplo de ello es el G6-Impact, un nuevo filamento para impresión 3D formado por HiPS, fibra de carbono y grafeno. Cuenta con un grado de flexibilidad razonable, un alto rendimiento de amortiguación de vibraciones, un gran comportamiento al impacto en un amplio rango de temperaturas (de -40°C a 90°C) y además es mecanizable, características que lo convierten en ideal para aplicaciones en la industria aeronáutica, automotriz y militar en general, y en particular para nuestro chasis. [28]

8.2.3 *Uso de la dinámica de fluidos computacional (CFD) para análisis del comportamiento aerodinámico del cuadricóptero*

El comportamiento aerodinámico del cuadricóptero con la configuración propulsora escogida y el diseño de chasis actual podría ser objeto de estudio mediante análisis CFD en busca de una posible mejora en la relación empuje-peso.



Figura 8-3 Simulación aerodinámica del DJI Phantom 3 realizada por la NASA (Fuente [29])

8.2.4 Base de posible desarrollo de nuevos trabajos

Por último, la plataforma desarrollada en este trabajo plantea la apertura de futuros trabajos de fin de grado que la usen de soporte, por ejemplo, en el desarrollo de aplicaciones en el campo de la vigilancia o la monitorización de parámetros ambientales incluidos electromagnéticos.

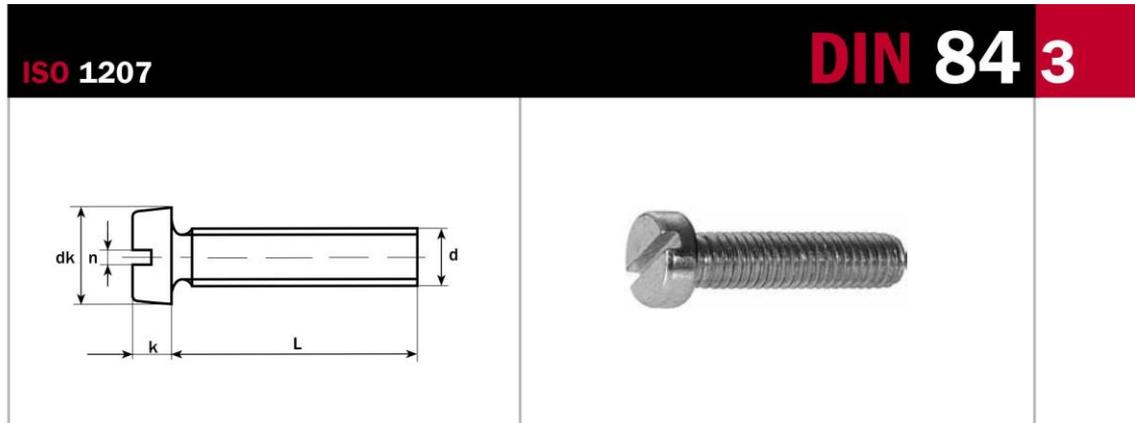
9 BIBLIOGRAFÍA

- [1] Department of Defense of USA, Dictionary of Military and Associated Terms, 2010.
- [2] «Industrial Equipment News,» [En línea]. Available: <http://www.iem.com/product-development/news/20553879/attackresistant-micro-drones-get-smarter#&gid=1&pid=2>. [Último acceso: 21 Enero 2017].
- [3] «Vuelo Artificial,» [En línea]. Available: <https://vueloartificial.com/introduccion/primeros-pasos/la-electronica-de-vuelo/>. [Último acceso: 21 Enero 2017].
- [4] «Drone Nodes,» [En línea]. Available: <http://dronenodes.com/how-to-fly-a-quadcopter-beginner-guide/>. [Último acceso: 22 Enero 2017].
- [5] «Quads For Fun,» [En línea]. Available: <http://quadsforfun.wixsite.com>. [Último acceso: 19 Febrero 2017].
- [6] «Asociación Española de Rapid Manufacturing,» [En línea]. Available: <http://www.aserm.net/>. [Último acceso: 23 Enero 2017].
- [7] «Stratasys 3D,» [En línea]. Available: <http://www.stratasys.com/es/resources/case-studies>. [Último acceso: 23 Enero 2017].
- [8] «Área Tecnología,» [En línea]. Available: <http://www.areatecnologia.com/informatica/impresoras-3d.html>. [Último acceso: 19 Febrero 2017].
- [9] «Agencia Estatal de Seguridad Aérea,» [En línea]. Available: <http://www.seguridadaerea.gob.es/>. [Último acceso: 24 Enero 2017].
- [10] «Emirates Business,» [En línea]. Available: http://emirates-business.ae/wp-content/uploads/2016/03/20160302_World-Drone-Prix-Dubai.jpg. [Último acceso: 30 Enero 2017].
- [11] «Expodronica, Feria Internacional de Drones de Uso Civil,» [En línea]. Available: <http://expodronica.com/es/>. [Último acceso: 30 Enero 2017].

- [12] «Instructables,» [En línea]. Available: <http://www.instructables.com/id/Woo>. [Último acceso: 30 Enero 2017].
- [13] W. C. Håland, «Black Hornet - Eye in the Sky,» *Truppendienst*, 2016.
- [14] «MyMiniFactory,» [En línea]. Available: <https://www.myminifactory.com/object/arkadia-180mm-quadcopter-beta-18001>. [Último acceso: 31 Enero 2017].
- [15] «Proyectos 3D,» [En línea]. Available: <http://proyectos3d.com.ar/>. [Último acceso: 31 Enero 2017].
- [16] «BQ,» [En línea]. Available: <https://www.bq.com/es/witbox-2>. [Último acceso: 31 Enero 2017].
- [17] C. A. Harper, Modern, McGraw-Hill, 1999.
- [18] «eCalc,» [En línea]. Available: <http://ecalculator.com/>. [Último acceso: 5 Febrero 2017].
- [19] «T-Motor,» [En línea]. Available: <http://www.rctigermotor.com/>. [Último acceso: 1 Marzo 2017].
- [20] «HobbyKing,» [En línea]. Available: <https://hobbyking.com/>. [Último acceso: 5 Febrero 2017].
- [21] «Bang Good,» [En línea]. Available: <http://www.banggood.com/es/>. [Último acceso: 12 Febrero 2017].
- [22] «Siemens PLM Software,» [En línea]. Available: https://www.plm.automation.siemens.com/es_es/products/nx/. [Último acceso: 25 Febrero 2017].
- [23] «GoPro,» [En línea]. Available: <https://es.shop.gopro.com/>. [Último acceso: 13 Febrero 2017].
- [24] D. Virués, R. Vergara, A. Hernández, S. Bernardo, D. Ramos y J. García-Cabañas, *Pilotos de dron (RPAS)*, Ediciones Paraninfo, 2005.
- [25] «Centro de cálculo civil,» [En línea]. Available: https://calculocivil.com/sites/default/files/imagenes/esfuerzos/viga_emp/carga_cont.gif. [Último acceso: 23 Febrero 2017].
- [26] «Escuela de Ingeniería Técnica Industrial de la UPV,» [En línea]. Available: <http://www.vc.ehu.es/Dtecnico/>. [Último acceso: 21 Febrero 2017].
- [27] «Catálogo Tornillería Placencia,» [En línea]. Available: <http://www.tornilleriaplacencia.com/uploads/archivos/Tornillo-cabeza-plana-ISO-1207-DIN-84.pdf>. [Último acceso: 21 Febrero 2017].
- [28] «Filament2print,» [En línea]. Available: <http://filament2print.com/es/grafeno/784-filamento-g6-impact-hips-fibra-de-carbono-grafeno-175mm.html>. [Último acceso: 25 Febrero 2017].
- [29] «National Aeronautics and Space Administration (NASA),» [En línea]. Available: <https://www.nasa.gov/image-feature/ames/exploring-drone-aerodynamics-with-computers>. [Último acceso: 25 Febrero 2017].
- [30] K. P. Valavanis, *Advances in Unmanned Aerial Vehicles*, Springer, 2008.

- [31] «UAS Vision,» [En línea]. Available: <http://www.uasvision.com/wp-content/uploads/2013/06/Yamaha1.jpg>. [Último acceso: 21 Enero 2017].
- [32] «Sustainable Security,» Oxford Research Group, 2013. [En línea]. Available: <https://sustainablesecurity.org/2013/10/24/us-drone-strikes-in-pakistan/mq1-predator-drone/>. [Último acceso: 18 Enero 2017].
- [33] C. C. Rejado, «Los drones y sus aplicaciones a la Ingeniería Civil,» 2015.

ANEXO I: TORNILLERÍA Y MUELLE EMPLEADOS



Slotted chesse head screws
Vis à tête cylindrique fendue

Tornillos de cabeza cilíndrica ranurada

| d | M3 | M4 | M5 | M6 | M8 |
|----|-----|-----|-----|-----|------|
| P | 0,5 | 0,7 | 0,8 | 1 | 1,25 |
| dk | 5,5 | 7 | 8,5 | 10 | 13 |
| k | 2 | 2,6 | 3,3 | 3,9 | 5 |
| n | 0,8 | 1,2 | 1,2 | 1,6 | 2 |

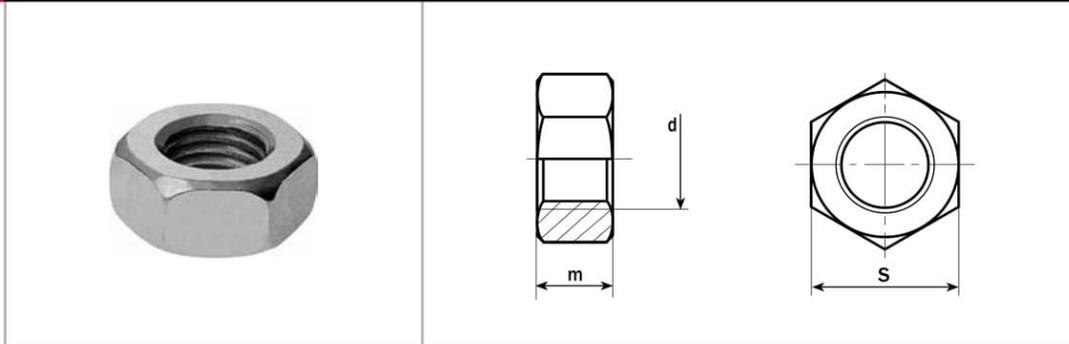
| L\d: Peso/Weight 1000 ud. kg | | | | | |
|------------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|
| 4 | 0,515 | | | | |
| 5 | 0,560 | 1,090 | | | |
| 6 | 0,604 | 1,170 | 2,060 | | |
| 8 | 0,692 | 1,330 | 2,300 | 3,560 | |
| 10 | 0,780 | 1,470 | 2,550 | 3,920 | 7,850 |
| 12 | 0,868 | 1,630 | 2,800 | 4,270 | 8,490 |
| 16 | 1,040 | 1,950 | 3,300 | 4,980 | 9,770 |
| 20 | 1,220 | 2,250 | 3,780 | 5,690 | 11,00 |
| 25 | 1,440 | 2,640 | 4,400 | 6,560 | 12,60 |
| 30 | 1,660 | 3,020 | 5,020 | 7,450 | 14,20 |
| 35 | | 3,410 | 5,620 | 8,250 | 15,80 |
| 40 | | 3,800 | 6,250 | 9,200 | 17,40 |
| 45 | | | 6,880 | 10,00 | 18,90 |
| 50 | | | 7,500 | 10,90 | 20,60 |
| 60 | | | | 12,70 | 23,70 |
| 70 | | | | | 26,80 |
| 80 | | | | | 29,80 |

CALIDADES/GRADES:

| | | | | | | | | | |
|-----|-----|-----|-----|-----|-----|------|------|----|----|
| 4.6 | 4.8 | 5.6 | 5.8 | 6.8 | 8.8 | 10.9 | 12.9 | A2 | A4 |
|-----|-----|-----|-----|-----|-----|------|------|----|----|

5 DIN 934

ISO 4032



Hexagon nuts
Ecrous hexagonaux

Tuercas hexagonales

| d | M3 | M4 | M5 | M6 | M7 | M8 | M10 | M12 | M14 |
|---|-----|-----|-----|----|-----|------|--------|--------|--------|
| P | 0,5 | 0,7 | 0,8 | 1 | 1 | 1,25 | 1,5 | 1,75 | 2 |
| m | 2,4 | 3,2 | 4 | 5 | 5,5 | 6,5 | 8 | 10 | 11 |
| s | 5,5 | 7 | 8 | 10 | 11 | 13 | 17/16* | 19/18* | 22/21* |

Peso/Weight 1000 ud. kg

| | | | | | | | | |
|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| 0,384 | 0,810 | 1,230 | 2,500 | 3,120 | 5,200 | 11,60 | 17,30 | 25,00 |
|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|

| d | M16 | M18 | M20 | M22 | M24 | M27 | M30 | M33 | M36 |
|---|-----|-----|-----|--------|-----|-----|-----|-----|-----|
| P | 2 | 2,5 | 2,5 | 2,5 | 3 | 3 | 3,5 | 3,5 | 4 |
| m | 13 | 15 | 16 | 18 | 19 | 22 | 24 | 26 | 29 |
| s | 24 | 27 | 30 | 32/34* | 36 | 41 | 46 | 50 | 55 |

Peso/Weight 1000 ud. kg

| | | | | | | | | |
|-------|-------|-------|-------|--------|--------|--------|--------|--------|
| 33,30 | 49,40 | 64,40 | 79,00 | 110,00 | 165,00 | 223,00 | 288,00 | 393,00 |
|-------|-------|-------|-------|--------|--------|--------|--------|--------|

| d | M39 | M42 | M45 | M48 | M52 | M56 | M60 | M64 | M68 |
|---|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|
| P | 4 | 4,5 | 4,5 | 5 | 5 | 5,5 | 5,5 | 6 | 6 |
| m | 31 | 34 | 36 | 38 | 42 | 45 | 48 | 51 | 54 |
| s | 60 | 65 | 70 | 75 | 80 | 85 | 90 | 95 | 100 |

Peso/Weight 1000 ud. kg

| | | | | | | | | |
|--------|--------|--------|--------|---------|---------|---------|---------|---------|
| 502,00 | 652,00 | 800,00 | 977,00 | 1.220,0 | 1.420,0 | 1.690,0 | 1.980,0 | 2.300,0 |
|--------|--------|--------|--------|---------|---------|---------|---------|---------|

| d | M72 | M76 | M80 | M90 | M100 | M110 |
|---|-----|-----|-----|-----|------|------|
| P | 6 | 6 | 6 | 6 | 6 | 6 |
| m | 58 | 61 | 64 | 72 | 80 | 88 |
| s | 105 | 110 | 115 | 130 | 145 | 155 |

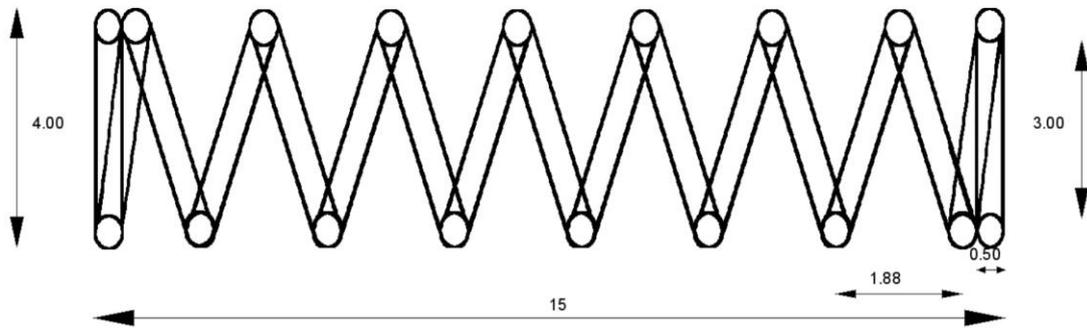
Peso/Weight 1000 ud. kg

| | | | | | |
|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| 2.670,0 | 3.040,0 | 3.930,0 | 4.930,0 | 6.820,0 | 8.200,0 |
|---------|---------|---------|---------|---------|---------|

*Tamaño según norma ISO/Sizes per ISO standard.

CALIDADES DISPONIBLES/GRADES AVAILABLES:

| ST | 5 | 6 | 8 | 10 | 12 | C15 | A2 | A4 |
|----|---|---|---|----|----|-----|----|----|
| | ● | ● | ● | ● | ● | | ● | ● |



| | |
|--|--------|
| Código de muelle: 200249 | |
| Material: cp: ALAMBRE DE ACERO EN 10270-1 SH-PH (DIN 17223/84-C) | |
| Largo total: | 15 |
| Hilo: | 0.50 |
| Espiras útiles: | 8.00 |
| Diámetro exterior: | 4.00 |
| Diámetro interior: | 3.00 |
| Paso: | 1.88 |
| K (DaN/mm): | 0.1936 |

*medidas en mm

ANEXO II: ESPECIFICACIONES DEL ASA



Now you can build consistently high-quality parts, with exceptional UV stability and the best aesthetics of any FDM® thermoplastic. ASA is poised to become the most popular all-purpose prototyping material for users of Fortus 360mc™, 380mc™, 400mc™, 450mc™ and 900mc™ 3D Production Systems. Matching or exceeding the mechanical properties of ABS, ASA may be your new favorite general prototyping material. Its UV-resistance makes it especially suited in end-use parts for outdoor commercial and infrastructure use. And its wide selection of colors and matte finish makes it ideal for attractive prototypes in consumer sporting goods, tools and automotive components and accessories.

| MECHANICAL PROPERTIES | | | | | |
|---|-----------|----------------|----------------|----------------|----------------|
| TEST METHOD | STANDARD | ENGLISH | | METRIC | |
| | | XZ ORIENTATION | ZX ORIENTATION | XZ ORIENTATION | ZX ORIENTATION |
| Tensile Strength, Yield (Type 1, 0.125", 0.2"/min) | ASTM D638 | 4,200 psi | 3,850 psi | 29 MPa | 27 MPa |
| Tensile Strength, Ultimate (Type 1, 0.125", 0.2"/min) | ASTM D638 | 4,750 psi | 4,300 psi | 33 MPa | 30 MPa |
| Tensile Modulus (Type 1, 0.125", 0.2"/min) | ASTM D638 | 290,000 psi | 280,000 psi | 2,010 MPa | 1,950 MPa |
| Elongation at Break (Type 1, 0.125", 0.2"/min) | ASTM D638 | 9% | 3% | 9% | 3% |
| Elongation at Yield (Type 1, 0.125", 0.2"/min) | ASTM D638 | 2% | 2% | 2% | 2% |
| Flexural Strength (Method 1, 0.05"/min) | ASTM D790 | 8,700 psi | 6,900 psi | 60 MPa | 48 MPa |
| Flexural Modulus (Method 1, 0.05"/min) | ASTM D790 | 270,000 psi | 240,000 psi | 1,870 MPa | 1,630 MPa |
| Flexural Strain at Break (Method 1, 0.05"/min) | ASTM D790 | No Break | 4% | No Break | 4% |

| THERMAL PROPERTIES ² | TEST METHOD | ENGLISH | METRIC |
|--|-------------|-------------------|-------------------|
| Heat Deflection (HDT) @ 66 psi | ASTM D648 | 208°F | 98°C |
| Heat Deflection (HDT) @ 264 psi | ASTM D648 | 196°F | 91°C |
| Vicat Softening Temperature (Rate B/50) | ASTM D1525 | 217°F | 103°C |
| Glass Transition Temperature (Tg) | DMA (SSYS) | 226°F | 108°C |
| Coefficient of Thermal Expansion (flow) | ASTM E831 | 4.90E-06 in/in/°F | 8.79E-06 mm/mm/°C |
| Coefficient of Thermal Expansion (xflow) | ASTM E831 | 4.60E-06 in/in/°F | 8.28E-06 mm/mm/°C |

| ELECTRICAL PROPERTIES | TEST METHOD | ORIENTATION | VALUE RANGE |
|-----------------------|------------------------|-------------|------------------------|
| Volume Resistivity | ASTM D257 | XZ | 1.0E14 - 1.0E15 ohm-cm |
| Dielectric Constant | ASTM D150-98 | XZ | 2.97 - 3.04 |
| Dissipation Factor | ASTM D150-98 | XZ | 0.009 |
| Dielectric Strength | ASTM D149-09, Method A | XZ | 329 V/mil |
| Dielectric Strength | ASTM D149-09 Method A | ZX | 414 V/mil |



STRATASYS.COM



THE 3D PRINTING SOLUTIONS COMPANY



ASA

A UV-STABLE, PRODUCTION-GRADE THERMOPLASTIC FOR FORTUS® 3D PRODUCTION SYSTEMS



At the core:

Advanced FDM technology

Fortus systems are based on patented Stratasys FDM technology. FDM uses production-grade thermoplastics, enabling the most durable parts. Fortus systems use a wide range of thermoplastics with advanced mechanical properties so your parts can endure high heat, caustic chemicals, sterilization and high-impact applications.

No special facilities needed

You can install a Fortus 3D Production System just about anywhere. No special venting is required because Fortus systems don't produce noxious fumes, chemicals or waste.

No special skills needed

Fortus 3D Production Systems are easy to operate and maintain compared to other additive fabrication systems because there are no messy powders to handle and contain. They're so simple, an operator can be trained to operate a Fortus system in less than 30 minutes.

Get your benchmark on the future of manufacturing

Fine details. Smooth surface finishes. Accuracy. Strength. The best way to see the advantages of a Fortus 3D Production System is to have your own part built on a Fortus system. Get your free part at: stratasys.com.

| MECHANICAL PROPERTIES | | | |
|---|-----------|--------------|---------|
| TEST METHOD | STANDARD | ENGLISH | METRIC |
| Notched Impact, XZ orientation (Method A, 23°C) | ASTM D256 | 1.2 ft-lb/in | 64 J/m |
| Unnotched Impact, XZ orientation (Method A, 23°C) | ASTM D256 | 6 ft-lb/in | 321 J/m |

| OTHER | TEST METHOD | VALUE |
|----------------------|-------------|--------|
| Specific Gravity | ASTM D792 | 1.05 |
| Flame Classification | UL94 | HB |
| Rockwell Hardness | ASTM D785 | B2 |
| UL File Number | ----- | 345258 |

| SYSTEM AVAILABILITY | LAYER THICKNESS CAPABILITY | SUPPORT STRUCTURE | AVAILABLE COLORS ² |
|---------------------------|----------------------------|-------------------|-------------------------------|
| Fortus 360mc | 0.013 inch (0.330 mm) | Soluble Support | ■ Black ■ Dark Blue |
| Fortus 380mc | 0.010 inch (0.254 mm) | | ■ Dark Gray ■ Green |
| Fortus 400mc | 0.007 inch (0.178 mm) | | ■ Light Gray ■ Yellow |
| Fortus 450mc | 0.005 inch (0.127 mm) | | □ White ■ Orange |
| Fortus 900mc ³ | | | ■ Ivory ■ Red |

Tests were conducted according to published Stratasys FDM material testing methods, in compliance with the relevant ASTM standards.

The information presented are typical values intended for reference and comparison purposes only. They should not be used for design specifications or quality control purposes. End-use material performance can be impacted (+/-) by, but not limited to, part design, end-use conditions, test conditions, etc. Actual values will vary with build conditions. Tested parts were built on Fortus 400mc at 0.010" (0.254 mm) slice. Product specifications are subject to change without notice.

The performance characteristics of these materials may vary according to application, operating conditions, or end use. Each user is responsible for determining that the Stratasys material is safe, lawful and technically suitable for the intended application, as well as for identifying the proper disposal (or recycling) method consistent with applicable environmental laws and regulations. Stratasys makes no warranties of any kind, express or implied, including, but not limited to, the warranties of merchantability, fitness for a particular use, or warranty against patent infringement.

¹ Literature value unless otherwise noted.

² The test data was collected using ASA (Natural) specimens. ASA colored material will have similar properties, but can vary by up to 10%.

³ Fortus 900mc does not have the 0.005 inch (0.127 mm) layer thickness capability.

Orientation: See Stratasys Testing white paper for more detailed description of build orientations.

XZ = X or "on edge"

XY = Y or "flat"

ZX = or "upright"



E info@stratasys.com / STRATASYS.COM
ISO 9001:2008 Certified

©2015 Stratasys Inc. All rights reserved. Stratasys, FDM, Fortus and Finishing Touch are registered trademarks of Stratasys Inc. FDM Technology, Fused Deposition Modeling, Fortus 200mc, Fortus 250mc, Fortus 360mc, Fortus 380mc, Fortus 400mc, Fortus 450mc, Fortus 900mc, Insight, Control Center, FDM Team, Smart Supports, SR-30, SR-100, ABSplus, ABS-ESD7, and TouchWorks are trademarks of Stratasys, Inc. *ULTEM is a trademark of SABIC Innovative Plastics IP BV. All other trademarks are the property of their respective owners, and Stratasys assumes no responsibility with regard to the selection, performance, or use of these non-Stratasys products. Product specifications subject to change without notice. Printed in the USA. MSS_FDM_ASA_EN_0815

HEADQUARTERS

7665 Commerce Way, Eden Prairie, MN 55344
+1 888 480-3548 (US Toll Free)
+1 952 937-3000 (Intl)
+1 952 937-0070 (Fax)

2 Holtzman St., Science Park, PO Box 2496
Rehovot 76124, Israel
+972 74 745-4000
+972 74 745-5000 (Fax)

ANEXO III: ESPECIFICACIONES DEL PLA



Ingeo Biopolymer 3D850 Technical Data Sheet

3D Printing Monofilament – High Heat Grade

Monofilament Applications

Ingeo™ 3D850 is a grade developed for manufacturing 3D printer monofilament. This grade exhibits faster crystallization rates and is able to develop improved heat-resistance in 3D printed parts. This low color resin grade demonstrates the best performance in formulated systems designed to enhance toughness or heat-resistance. Monofilaments made with Ingeo 3D850 have excellent 3D printing characteristics such as precise detail, good adhesion to build plates, less warping or curling, and low odor.

Processing Information

Ingeo 3D850 polymer is available in pellet form. This grade can be used in crystalline engineered formulations where nucleants, modifiers, process aids, reinforcing agents, etc. are used to meet the requirements of the application. Drying prior to processing is essential. The polymer is stable in the molten state, provided that the extrusion and drying procedures are followed. Post-annealing in the range of 176-266°F (80-130°C) can be used to promote crystallization and improve the heat deflection temperature of the 3D printed part.

Machine Configuration

Ingeo polymers will process on conventional extruders using general purpose screws with L/D ratios from 24:1 to 30:1 and compression ratio of 2.5:1 to 3:1. Smooth barrels are recommended. Optimization to your specific equipment may require NatureWorks technical support.

Process Details

Startup and Shutdown

Ingeo 3D850 is not compatible with a wide variety of resins, and special purging sequences should be followed:

1. Clean extruder and bring temperatures to steady state with low-viscosity, general-purpose polystyrene or high MFR polypropylene.
2. Vacuum out hopper system to avoid contamination.
3. Introduce Ingeo polymer into the extruder at the operating conditions used in Step 1.
4. Once Ingeo polymer has purged, reduce barrel temperatures to desired set points.
5. At shutdown, purge machine with high-viscosity polystyrene or polypropylene.

| Typical Material Properties ⁽¹⁾ | | |
|---|---------------------------|-------------|
| Physical Properties | Ingeo Resin | ASTM Method |
| Specific Gravity, g/cc | 1.24 | D792 |
| MFR, g/10 min ⁽²⁾ | 7-9 | D1238 |
| Relative Viscosity ⁽³⁾ | 4.0 | D5225 |
| Peak Melt Temperature, °C | 165-180 | D3418 |
| Glass Transition Temperature, °C | 55-60 | D3418 |
| Mechanical Properties (crystalline) ⁽⁴⁾ | | |
| Tensile Yield Strength, psi (MPa) | 7,440 (51) | D638 |
| Tensile Elongation, % | 3.31 | D638 |
| Notched Izod Impact, ft-lb/in (J/m) | 2.21 (118) | D256 |
| Tensile Strength, psi (MPa) | 7,290 (50) | D638 |
| Tensile Modulus, psi (MPa) | 335,790 (2315) | D638 |
| Heat Distortion Temperature (°C) 66 psi (0.45 MPa) | 80-90 | E2092 |
| Clarity | Opaque (when crystalline) | |

(1) Typical properties for injection molded bars; not to be construed as specifications.

(2) 210° C/2.16 kg

(3) RV measured at 1.0 g/dL in chloroform at 30°C

(4) 3D printed part / 100% in-fill, annealed at 110°C/15 min.

| Processing Temperature Profile ⁽⁴⁾ | | |
|---|--|-------|
| Melt Temp. | 410°F | 210°C |
| Feed Throat | 113°F | 45°C |
| Feed Temp. | 355°F | 190°C |
| Compression Section | 375°F | 200°C |
| Metering Section | 390°F | 210°C |
| Adapter | 390°F | 210°C |
| Die | 390°F | 210°C |
| Screw Speed | 20-150 rpm | |
| Filament Diameter Inspection (on-line) | Essential for quality monofilament (+/- 3% max. deviation) | |
| 3D Printing Temp. | 190-230°C | |
| Annealing Temp. | 80-130°C | |
| Print Bed Temp.: | None needed. (or 50-70°C if applicable) | |

(5) Starting points only, and may need to optimized depending on your system.

Ingeo Biopolymer 3D850 Printing Technical Data Sheet

Drying

In-line drying is required. A moisture content of less than 0.025% (250ppm) is recommended to prevent viscosity degradation. Typical drying conditions are 4 hours at 175°F (80°C) or to a dew point of -30°F (-35°C), with an airflow rate greater than 0.5 cfm/lb. of resin throughput. The resin should not be exposed to atmospheric conditions after drying. Keep the package sealed until ready to use and promptly reseal any unused material.

Food Packaging Status

U.S. Status

On January 3, 2002 FCN 000178 submitted by NatureWorks LLC to FDA became effective. This effective notification is part of list currently maintained on FDA's website at

<http://www.fda.gov/food/ingredientspackaginglabeling/packagingfcs/notifications/default.htm>

This grade of Ingeo biopolymer may therefore be used in food packaging materials and, as such, is a permitted component of such materials pursuant to section 201(s) of the Federal, Drug, and Cosmetic Act, and Parts 182, 184, and 186 of the Food Additive Regulations. All additives and adjuncts contained in the referenced Ingeo biopolymer formulation meet the applicable sections of the Federal Food, Drug, and Cosmetic Act. The finished polymer is approved for all food types and B-H use conditions. We urge all of our customers to perform GMP (Good Manufacturing Procedures) when constructing a package so that it is suitable for the end use.

European Status

This grade of Ingeo biopolymer complies with Plastics Regulation 10/2011 as amended. No SML's for the above referenced grade exist in Plastics Regulation 10/2011 as amended. NatureWorks LLC would like to draw your attention to the fact that the EU Plastics Regulation 10/2011, which applies to all EU Member States, includes a limit of 10 mg/dm² of the overall migration from finished plastic articles into food. In accordance with Plastics Regulation 10/2011 the migration should be measured on finished articles placed into contact with the foodstuff or appropriate food simulants for a period and at a temperature which are chosen by reference to the contact conditions in actual use, according to the rules laid down in Plastics Regulation 10/2011.

Please note that it is the responsibility of both the manufacturers of finished food contact articles as well as the industrial food packers to make sure that these articles in their actual use are in compliance with the imposed specific and overall migration requirements.

This grade as supplied meets European Parliament and Council Directive 94/62/EC of 20 December 1994 on packaging and packaging waste heavy metal content as described in Article 11.

Should you need further clarification, contact NatureWorks.

Bulk Storage Recommendations

The resin silos recommended and used by NatureWorks are designed to maintain dry air in the silo and to be isolated from the outside air. This design would be in contrast to an open, vented to atmosphere system that we understand to be a typical polystyrene resin silo. Key features that are added to a typical (example: polystyrene) resin silo to achieve this objective include a cyclone and rotary valve loading system and some pressure vessel relief valves. The dry air put to the system is sized to the resin flow rate out of the silo. Not too much dry air would be needed and there may be excess instrument air (-30°F dew point) available in the plant to meet the needs for dry air. Our estimate is 10 scfm for a 20,000 lb/hr rate resin usage. Typically, resin manufacturers specify aluminum or stainless steel silos for their own use and avoid epoxy-lined steel.

Ingeo Biopolymer 3D850 Technical Data Sheet**Safety and Handling Considerations**

Safety Data Sheets (SDS) for Ingeo biopolymers are available from NatureWorks. SDS's are provided to help customers satisfy their own handling, safety, and disposal needs, and those that may be required by locally applicable health and safety regulations. SDS's are updated regularly; therefore, please request and review the most current SDS's before handling or using any product.

The following comments apply only to Ingeo biopolymers; additives and processing aids used in fabrication and other materials used in finishing steps have their own safe-use profile and must be investigated separately.

Hazards and Handling Precautions

Ingeo biopolymers have a very low degree of toxicity and, under normal conditions of use, should pose no unusual problems from incidental ingestion or eye and skin contact. However, caution is advised when handling, storing, using, or disposing of these resins, and good housekeeping and controlling of dusts are necessary for safe handling of product. Pellets or beads may present a slipping hazard.

No other precautions other than clean, body-covering clothing should be needed for handling Ingeo biopolymers. Use gloves with insulation for thermal protection when exposure to the melt is localized. Workers should be protected from the possibility of contact with molten resin during fabrication.

Handling and fabrication of resins can result in the generation of vapors and dusts that may cause irritation to eyes and the upper respiratory tract. In dusty atmospheres, use an approved dust respirator.

Good general ventilation of the polymer processing area is recommended. At temperatures exceeding the polymer melt temperature (typically 175°C), polymer can release fumes, which may contain fragments of the polymer, creating a potential to irritate eyes and mucous membranes. Good general ventilation should be sufficient for most conditions. Local exhaust ventilation is recommended for melt operations. Use safety glasses (or goggles) to prevent exposure to particles, which could cause mechanical injury to the eye. If vapor exposure causes eye discomfort, improve localized fume exhausting methods or use a full-face respirator.

The primary thermal decomposition product of PLA is acetaldehyde, a material also produced during the thermal degradation of PET. Thermal decomposition products also include carbon monoxide and hexanal, all of which exist

as gases at normal room conditions. These species are highly flammable, easily ignited by spark or flame, and can also auto ignite. For polyesters such as PLA, thermal decomposition producing flammable vapors containing acetaldehyde and carbon monoxide can occur in almost any process equipment maintaining PLA at high temperature over longer residence times than typically experienced in extruders, fiber spinning lines, injection molding machines, accumulators, pipe lines and adapters. As a rough guideline based upon some practical experience, significant decomposition of PLA will occur if polymer residues are held at temperatures above the melting point for prolonged periods, e.g., in excess of 24 hours at 175°C, although this will vary significantly with temperature.

Combustibility

Ingeo biopolymers will burn. Clear to white smoke is produced when product burns. Toxic fumes are released under conditions of incomplete combustion. Do not permit dust to accumulate. Dust layers can be ignited by spontaneous combustion or other ignition sources. When suspended in air, dust can pose an explosion hazard. Firefighters should wear positive-pressure, self-contained breathing apparatuses and full protective equipment. Water or water fog is the preferred extinguishing medium. Foam, alcohol-resistant foam, carbon dioxide or dry chemicals may also be used. Soak thoroughly with water to cool and prevent re-ignition.

Disposal

DO NOT DUMP INTO ANY SEWERS, ON THE GROUND, OR INTO ANY BODY OF WATER. For unused or uncontaminated material, the preferred option is to recycle into the process otherwise, send to an incinerator or other thermal destruction device. For used or contaminated material, the disposal options remain the same, although additional evaluation is required. Disposal must be in compliance with Federal, State/Provincial, and local laws and regulations.

Environmental Concerns

Generally speaking, lost pellets, while undesirable, are benign in terms of their physical environmental impact, but if ingested by wildlife, they may mechanically cause adverse effects. Spills should be minimized, and they should be cleaned up when they happen. Plastics should not be discarded into the environment.

Product Stewardship

NatureWorks has a fundamental duty to all those that use our products, and for the environment in which we live. This duty is the basis for our Product Stewardship

Ingeo Biopolymer 3D850 Technical Data Sheet

philosophy, by which we assess the health and environmental information on our products and their intended use, and then take appropriate steps to protect the environment and the health of our employees and the public.

standpoint of human health and environmental quality. To help ensure our products are not used in ways for which they were not intended or tested, our personnel will assist customers in dealing with ecological and product safety considerations. Your sales representative can arrange the proper contacts. NatureWorks literature should be consulted prior to the use of the company's products.

Customer Notice

NatureWorks encourages its customers and potential users of its products to review their applications from the

NOTICE:

No freedom from infringement of any patent owned by NatureWorks LLC or others is to be inferred. No information in this publication can be considered a suggestion to infringe patents.

The technical information, recommendations and other statements contained in this document are based upon tests or experience that NatureWorks believes are reliable, but the accuracy or completeness of such information is not guaranteed. Many factors beyond NatureWorks control can affect the use and performance of a NatureWorks product in a particular application, including the conditions under which the product is used and the time and environmental conditions in which the product is expected to perform. Since these factors are uniquely within the user's knowledge or control, it is essential that the user evaluate the NatureWorks product to determine whether it is fit for a particular purpose and suitable for the user's method of application. In addition, because use conditions are outside of NatureWorks control and applicable laws may differ from one location to another and may change with time, Customer is solely responsible for determining whether products and the information in this document are appropriate for Customer's use and for ensuring that Customer's workplace, use and disposal practices are in compliance with applicable laws and regulations. NatureWorks LLC assumes no obligation or liability for the information in this document.

NATUREWORKS MAKES NO WARRANTY, EXPRESS OR IMPLIED, REGARDING THE INFORMATION CONTAINED HEREIN OR ITS PRODUCTS, INCLUDING BUT NOT LIMITED TO ANY WARRANTY AS TO ACCURACY OR COMPLETENESS OF INFORMATION, OR ANY IMPLIED WARRANTY OF MERCHANTABILITY OR FITNESS FOR A PARTICULAR PURPOSE.

WARNING REGARDING MEDICAL APPLICATIONS

NatureWorks products are not designed or manufactured for medical applications ("Medical Applications"), including without limitation, any commercial or developmental applications intended:

- (a) For implantation in the human body or contact with human internal body fluids or body tissues, regardless of the length of time involved;
- (b) As a critical component of any medical device that supports or sustains human life; or
- (c) For use specifically by pregnant women or in any applications designed specifically to promote or interfere with human reproduction.

NATUREWORKS MAKES NO REPRESENTATION, PROMISE, EXPRESS WARRANTY OR IMPLIED WARRANTY THAT NATUREWORKS PRODUCTS ARE BIO-COMPATIBLE OR OTHERWISE FIT FOR MEDICAL APPLICATIONS. DO NOT USE NATUREWORKS PRODUCTS FOR MEDICAL APPLICATIONS unless the products have been provided from NatureWorks under a written contract that expressly approves the contemplated use. NatureWorks has no specific expertise in Medical Applications and does not perform testing, clinical studies or investigations of the suitability of its products for specific Medical Applications. Do not rely on NatureWorks to determine if a NatureWorks product is suitable for a Medical Application. Any customer or downstream user of NatureWorks Products is solely responsible for determining whether the product is safe, lawful and technically suitable for its intended use, and for conducting their own studies, registrations and other activities to establish the safety, regulatory compliance and efficacy of their products.

NOTICE REGARDING PROHIBITED USE RESTRICTIONS: Unless specifically agreed to in writing by NatureWorks, NatureWorks LLC will not knowingly sell or sample any product into any of the following commercial or developmental applications (i) components of or packaging for tobacco products, (ii) components of products intended for human or animal consumption, (iii) any application that is intended for any internal contact with human body fluids or body tissues, (iv) as a

Ingeo Biopolymer 3D850 Technical Data Sheet

critical component in any medical device that supports or sustains human life, (v) in any product that is designed specifically for ingestion or internal use by pregnant women, (vi) in any application designed specifically to promote or interfere with human reproduction, (vii) in microbeads, including those used in personal care/cosmetic applications, or (viii) to manufacture bottles or bottle pre-forms in North America.

For additional information please contact NatureWorks via our [website](#) on the tab called [FAQ's](#) or by clicking [here](#).

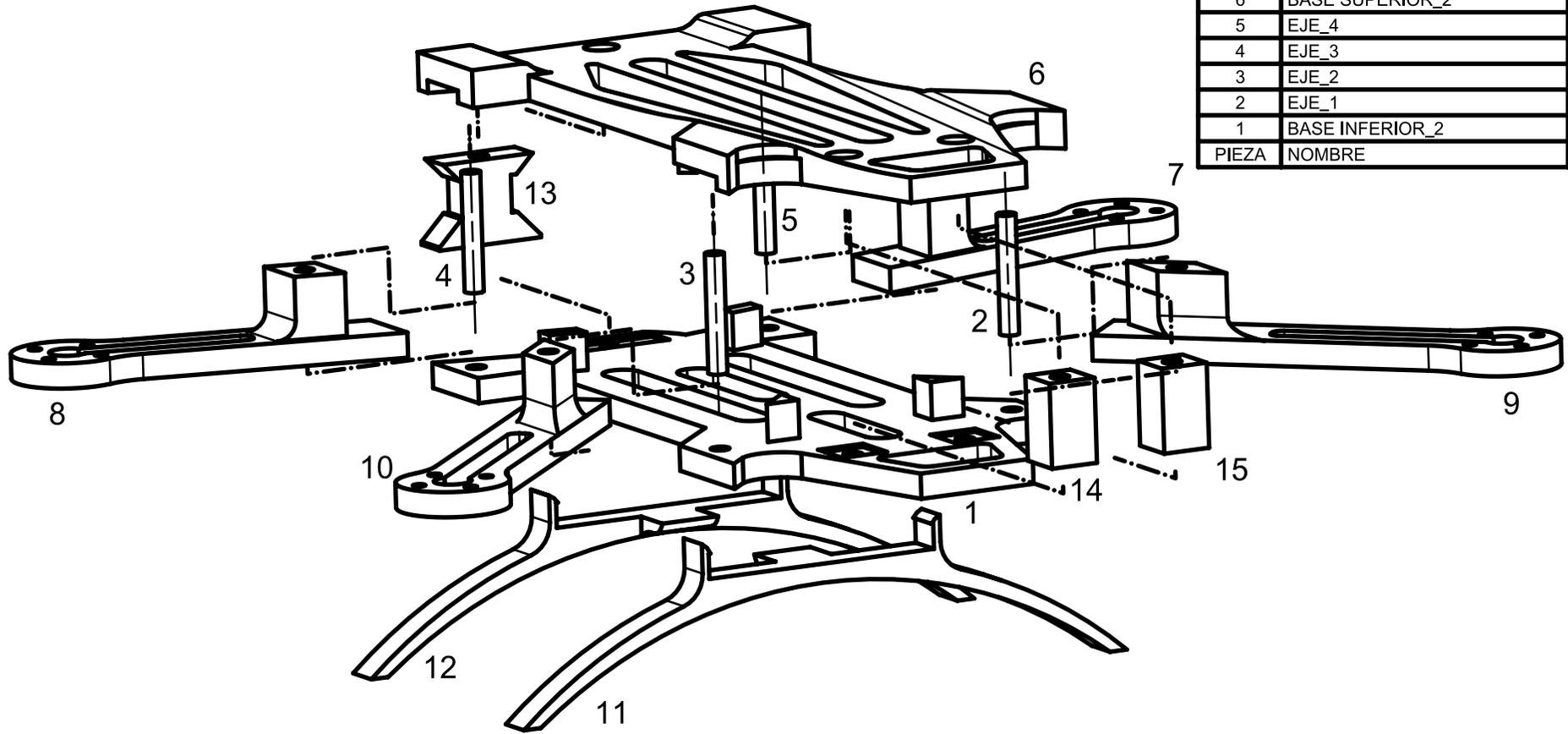
 NatureWorks
15305 Minnetonka Blvd., Minnetonka, MN 55345

ANEXO IV: PLANOS

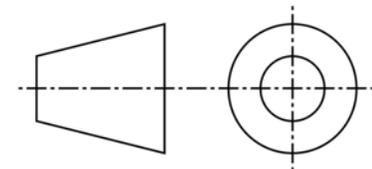
Descripción del anexo

En este anexo se incluyen planos realizados con Siemens NX de todas las piezas del chasis del cuadricóptero.

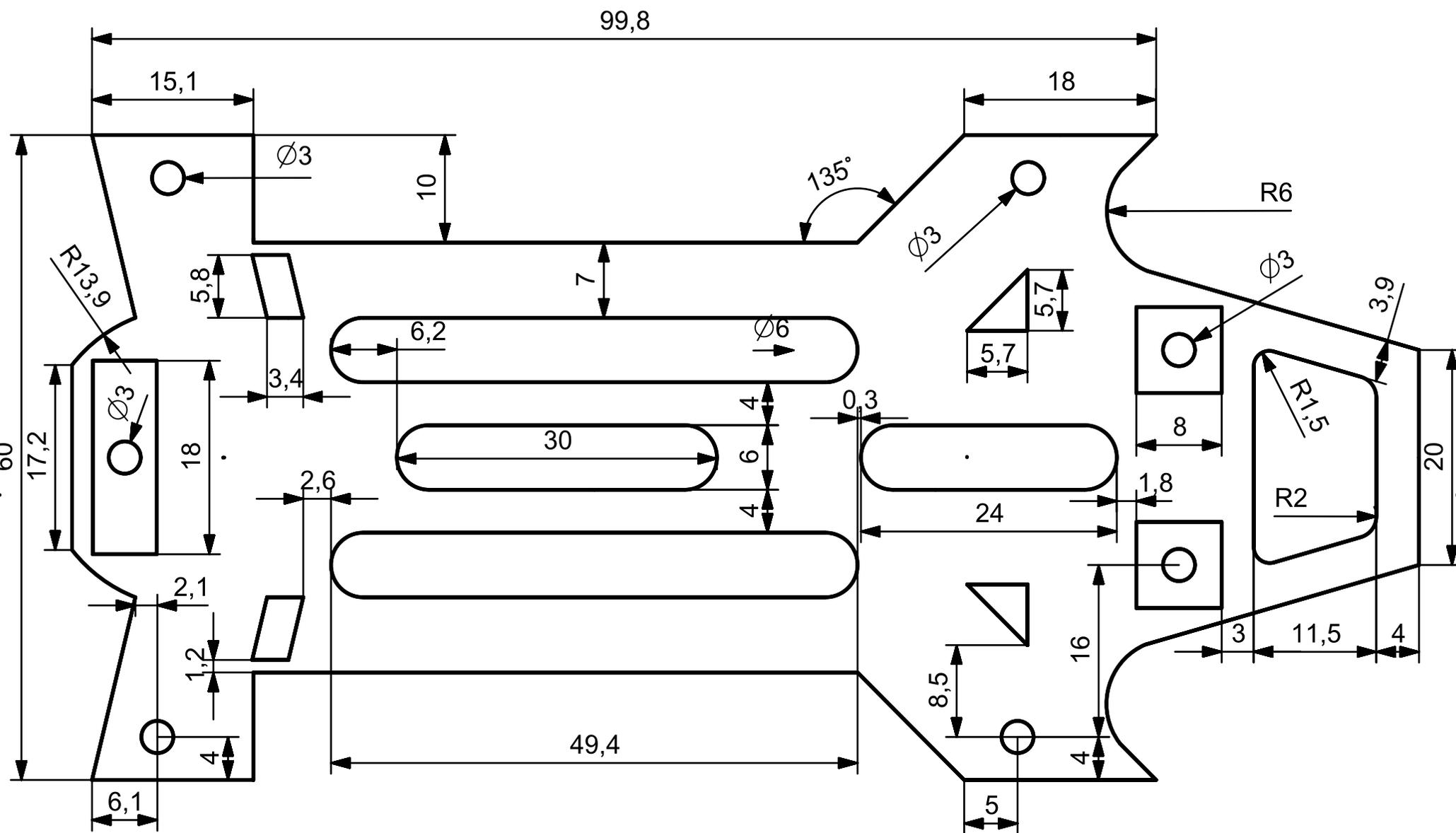
| | | |
|-------|----------------------|----------|
| 15 | SEPARADOR PROA_1 | 1 |
| 14 | SEPARADOR PROA_2 | 1 |
| 13 | SEPARADOR POPA | 1 |
| 12 | TREN DE ATERRIZAJE_2 | 1 |
| 11 | TREN DE ATERRIZAJE_1 | 1 |
| 10 | BRAZO_PROA_ER | 1 |
| 9 | BRAZO_PROA_BR | 1 |
| 8 | BRAZO_POPA_ER | 1 |
| 7 | BRAZO_POPA_BR | 1 |
| 6 | BASE SUPERIOR_2 | 1 |
| 5 | EJE_4 | 1 |
| 4 | EJE_3 | 1 |
| 3 | EJE_2 | 1 |
| 2 | EJE_1 | 1 |
| 1 | BASE INFERIOR_2 | 1 |
| PIEZA | NOMBRE | CANTIDAD |



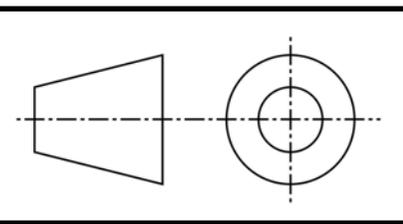
| | |
|------------|--------------------------------------|
| Dibujado | Carlos Cruz Hernández |
| Comprobado | Carlos Casqueiro Placer |
| Nombre | Dibujo de conjunto y lista de piezas |
| Formato | A4 |



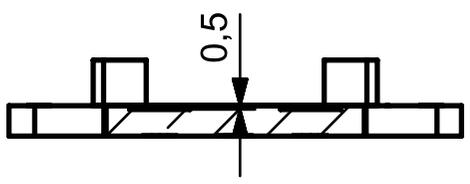
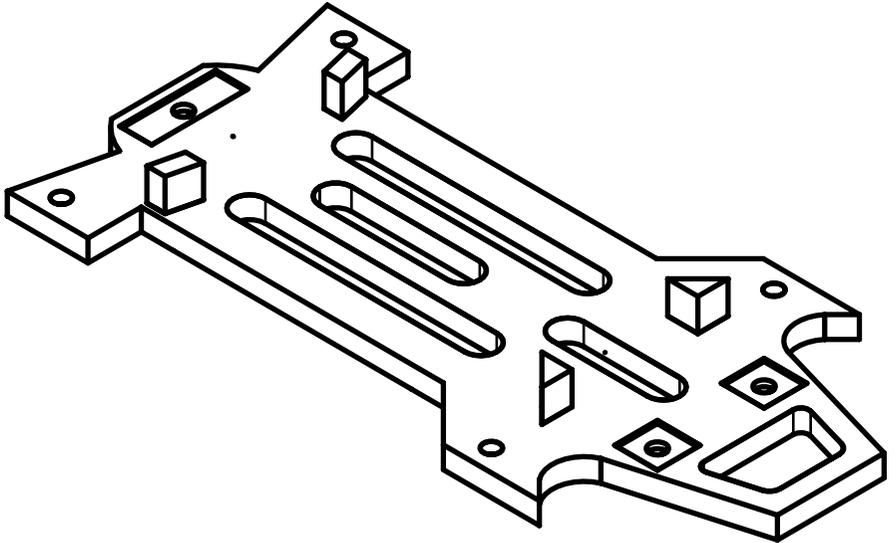
| | | | |
|-----------------|-----|--|--|
| CUD - ENM | | | |
| Número de plano | 1 | | |
| Escala | 1:1 | | |



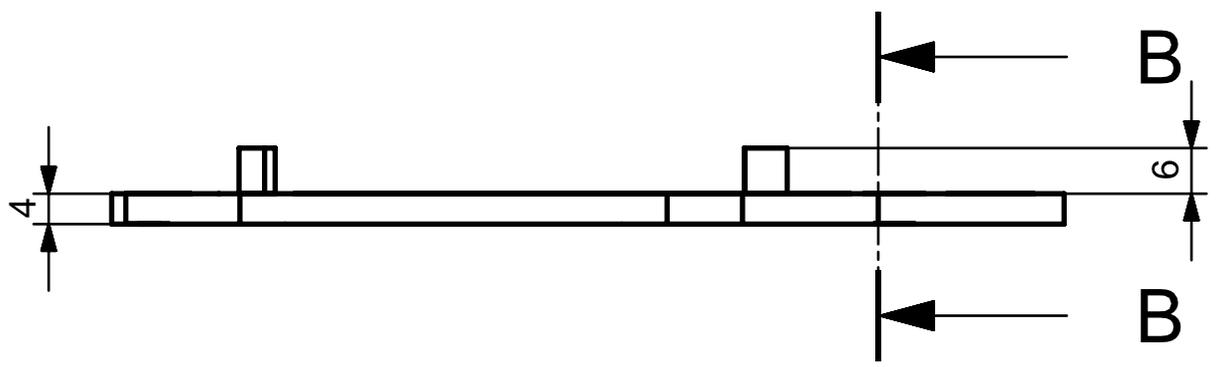
| | |
|------------|-------------------------|
| Dibujado | Carlos Cruz Hernández |
| Comprobado | Carlos Casqueiro Placer |
| Nombre | Base inferior |
| Formato | A4 |



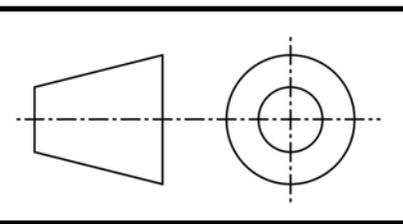
| | |
|---|-----|
| CUD - ENM   | |
| Número de plano | 1 |
| Escala | 2:1 |



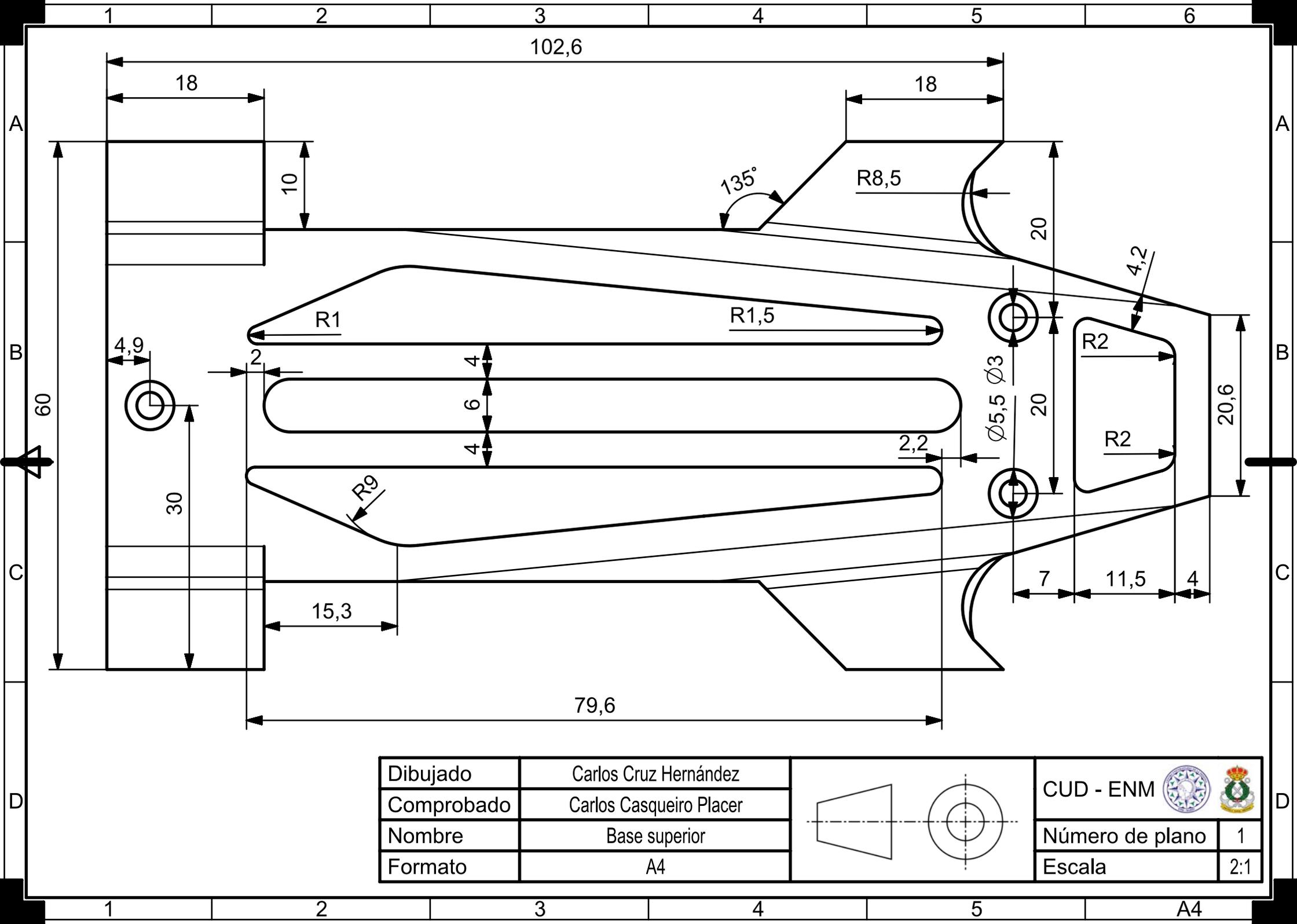
SECTION B-B



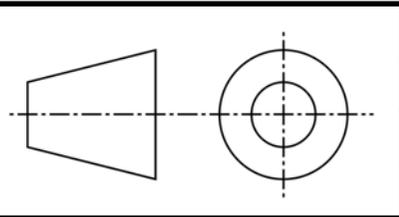
| | |
|------------|-------------------------|
| Dibujado | Carlos Cruz Hernández |
| Comprobado | Carlos Casqueiro Placer |
| Nombre | Base inferior |
| Formato | A4 |



| | |
|---|-----|
| CUD - ENM   | |
| Número de plano | 2 |
| Escala | 1:1 |



| | |
|------------|-------------------------|
| Dibujado | Carlos Cruz Hernández |
| Comprobado | Carlos Casqueiro Placer |
| Nombre | Base superior |
| Formato | A4 |



| | |
|---|-----|
| CUD - ENM   | |
| Número de plano | 1 |
| Escala | 2:1 |

A4

1 2 3 4 5 6

A

A

B

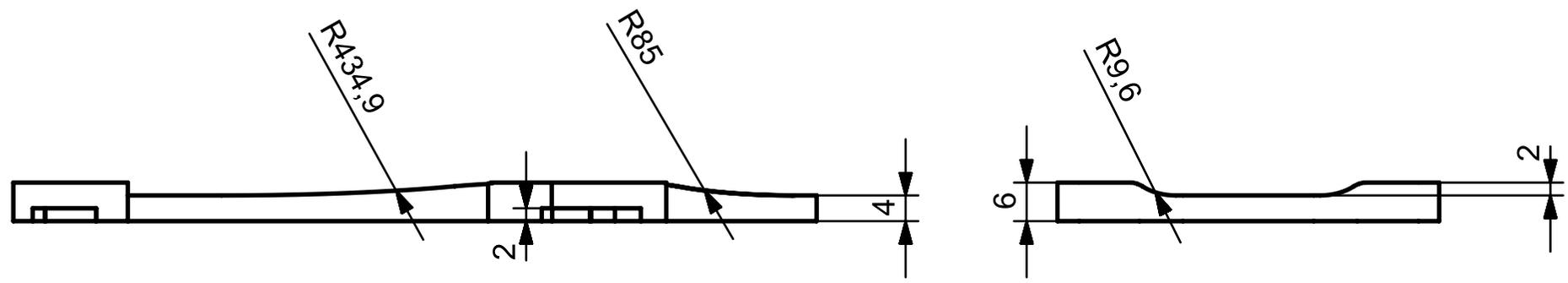
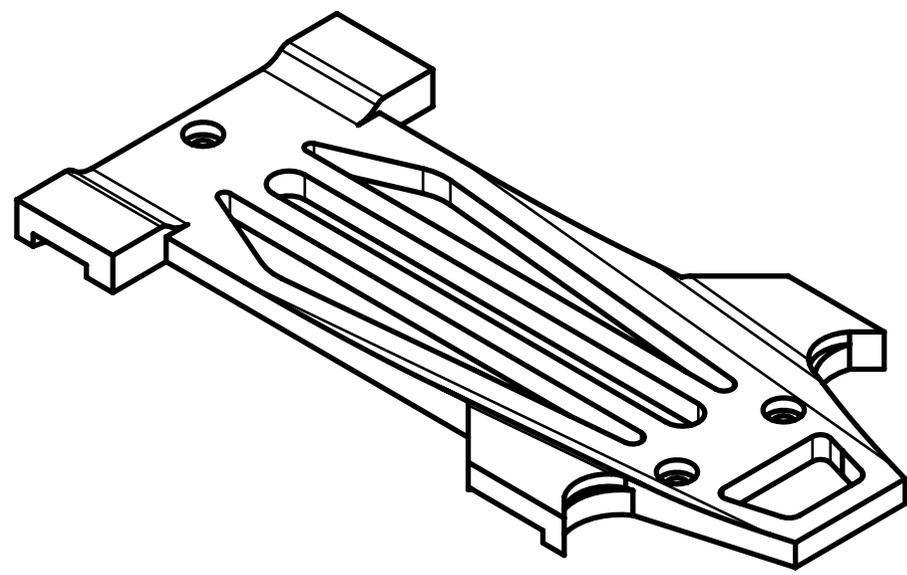
B

C

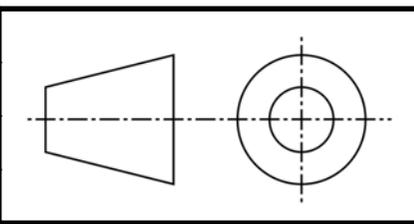
C

D

D

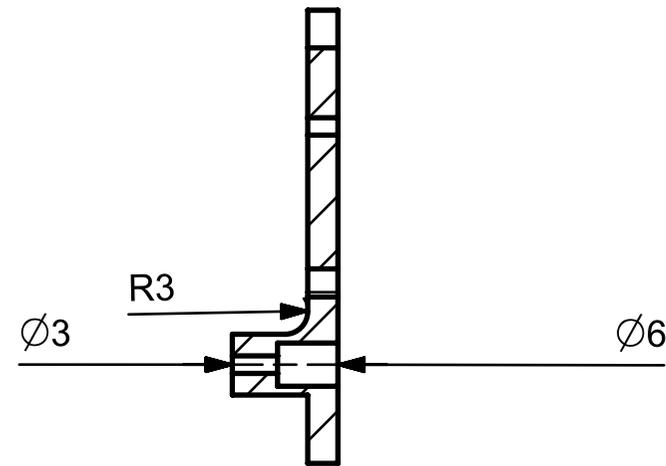
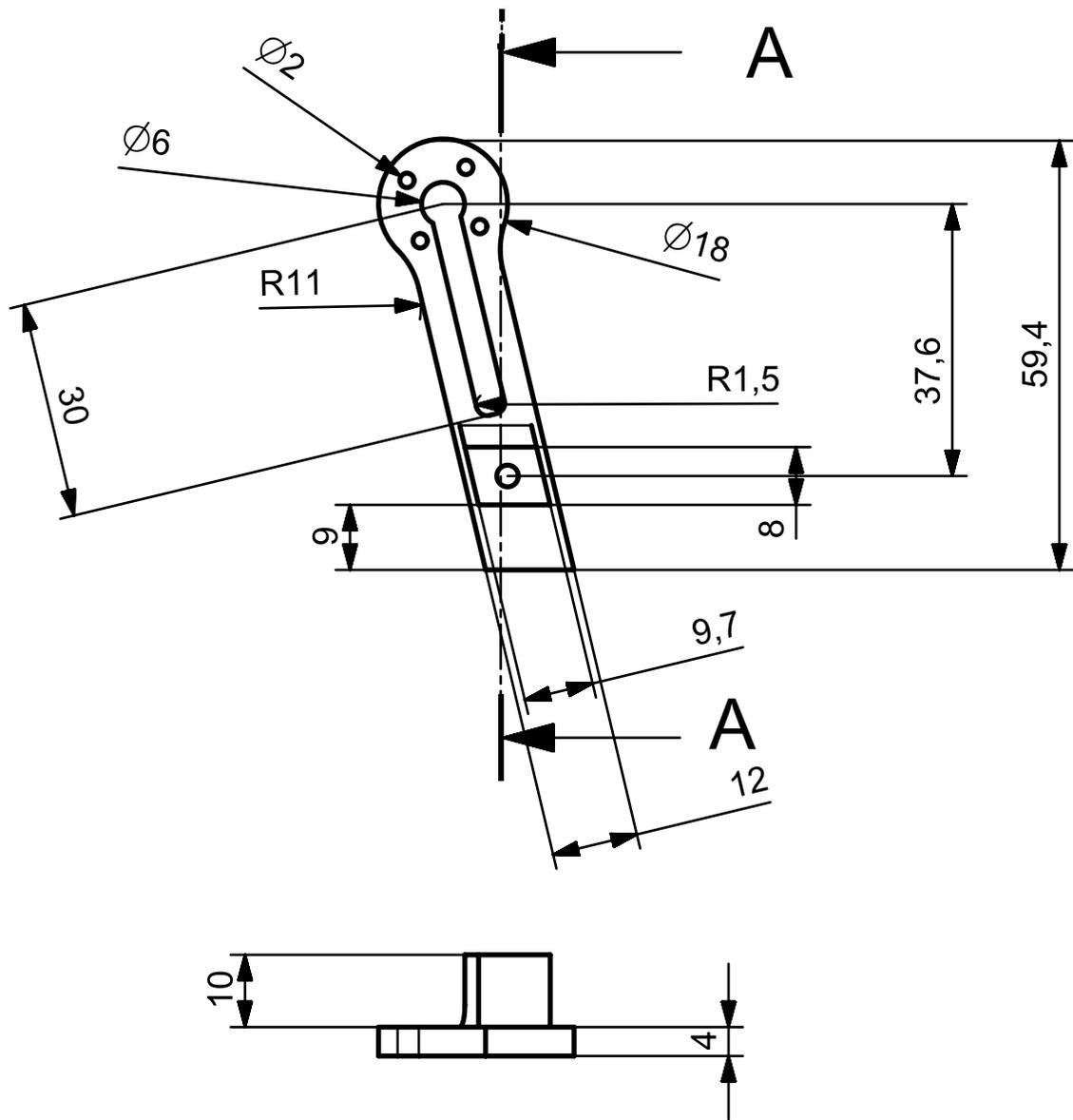


| | |
|------------|-------------------------|
| Dibujado | Carlos Cruz Hernández |
| Comprobado | Carlos Casqueiro Placer |
| Nombre | Base superior |
| Formato | A4 |

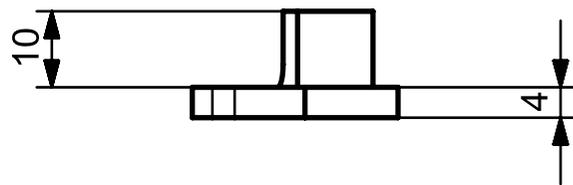
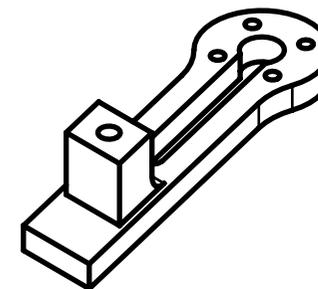


| | |
|---|-----|
| CUD - ENM  | |
| Número de plano | 2 |
| Escala | 1:1 |

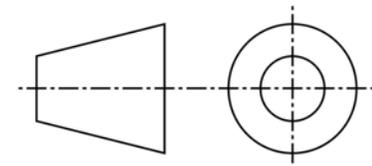
1 2 3 4 5 A4



SECTION A-A



| | | |
|------------|-------------------------|---|
| Dibujado | Carlos Cruz Hernández |   |
| Comprobado | Carlos Casqueiro Placer | |
| Nombre | Brazo_popa | Número de plano 1 |
| Formato | A4 | Escala 1:1 |



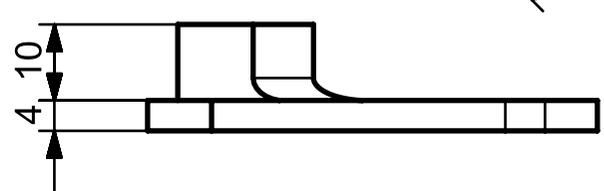
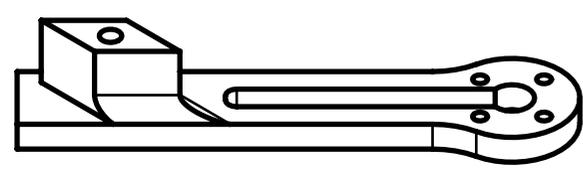
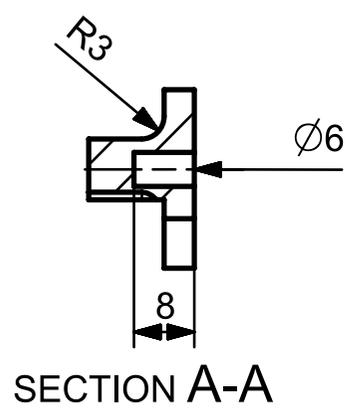
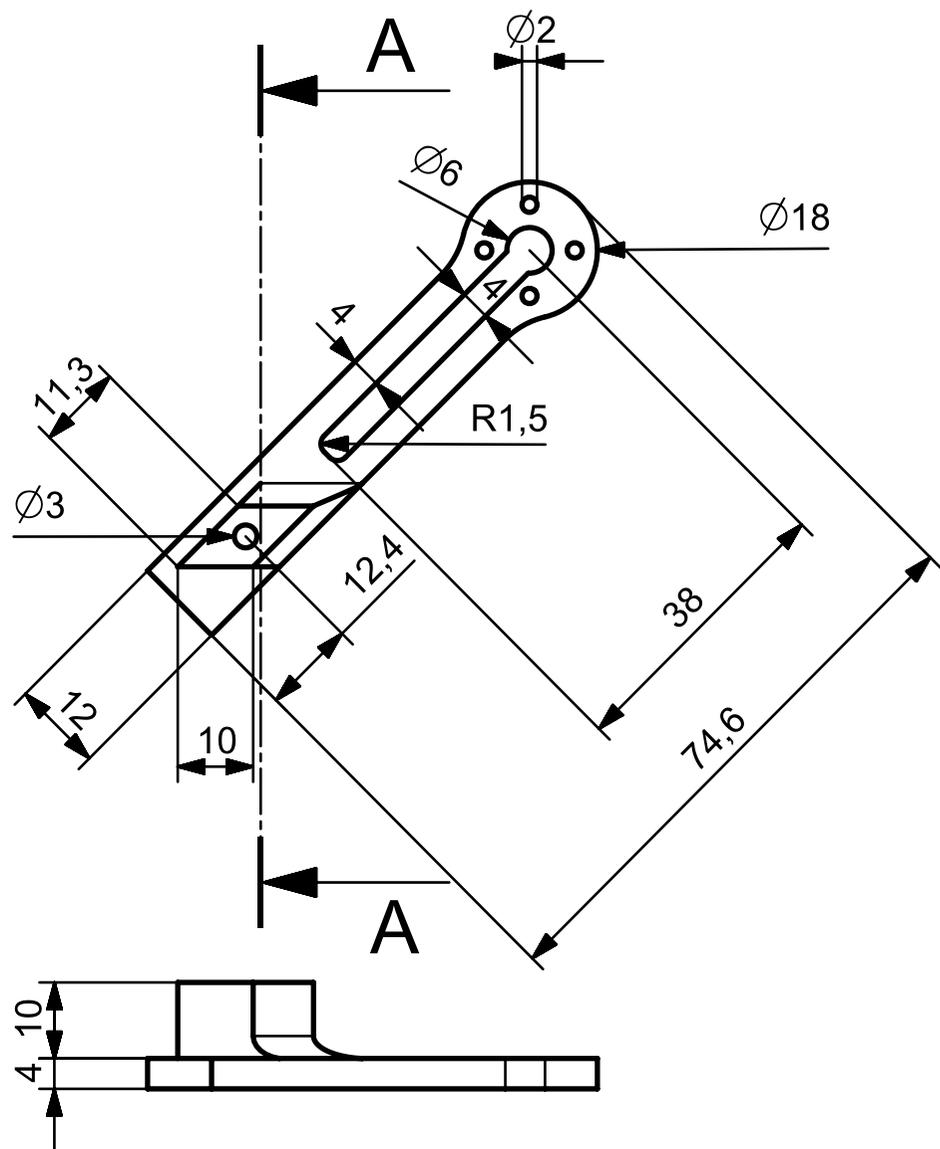
CUD - ENM



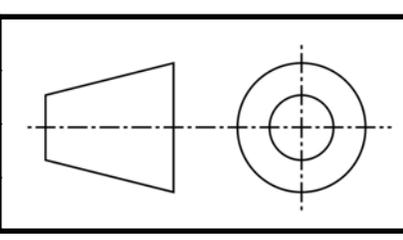
Número de plano 1

Escala 1:1

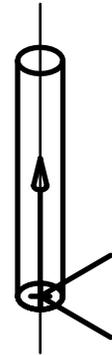
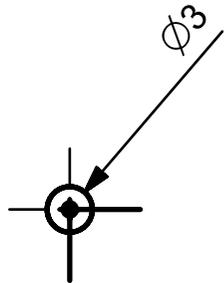
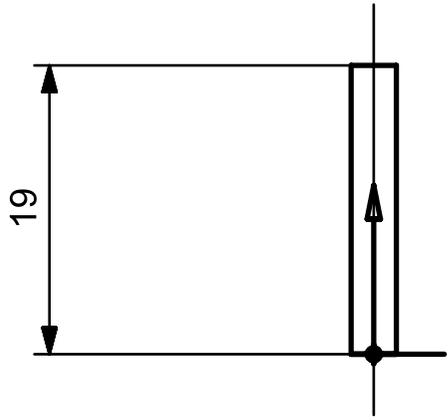
A4



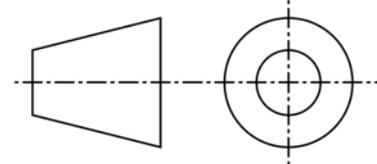
| | |
|------------|-------------------------|
| Dibujado | Carlos Cruz Hernández |
| Comprobado | Carlos Casqueiro Placer |
| Nombre | Brazo_proa |
| Formato | A4 |



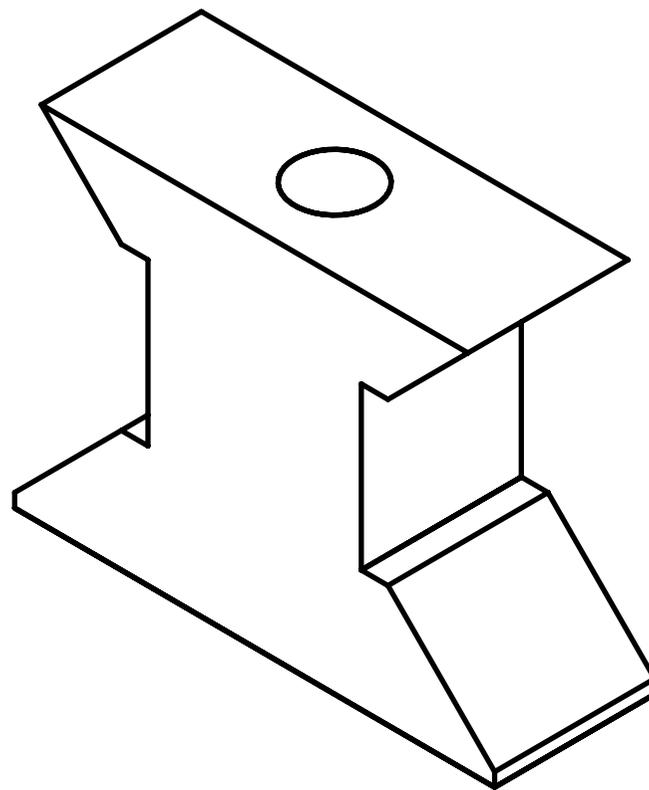
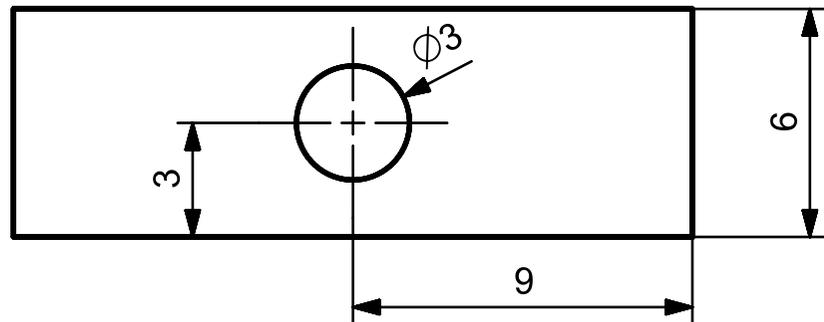
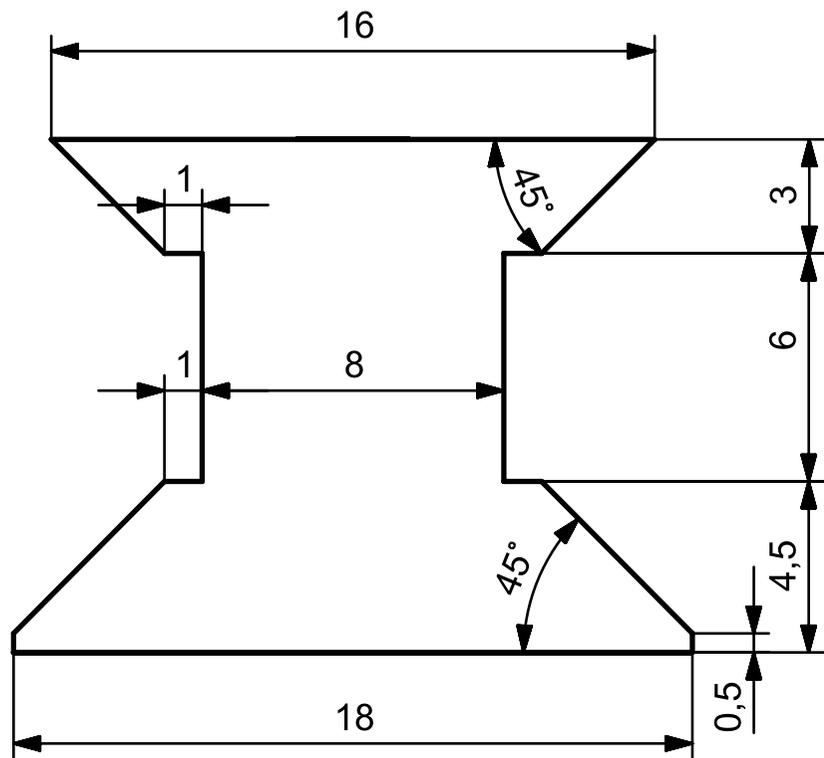
| | |
|---|-----|
| CUD - ENM  | |
| Número de plano | 1 |
| Escala | 1:1 |



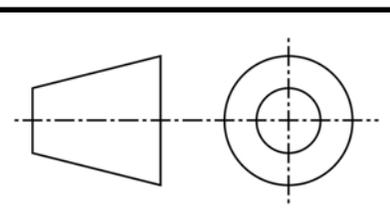
| | |
|------------|-------------------------|
| Dibujado | Carlos Cruz Hernández |
| Comprobado | Carlos Casqueiro Placer |
| Nombre | Eje |
| Formato | A4 |



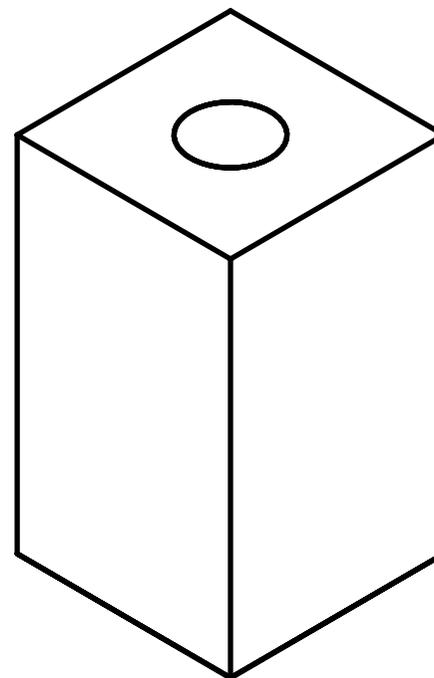
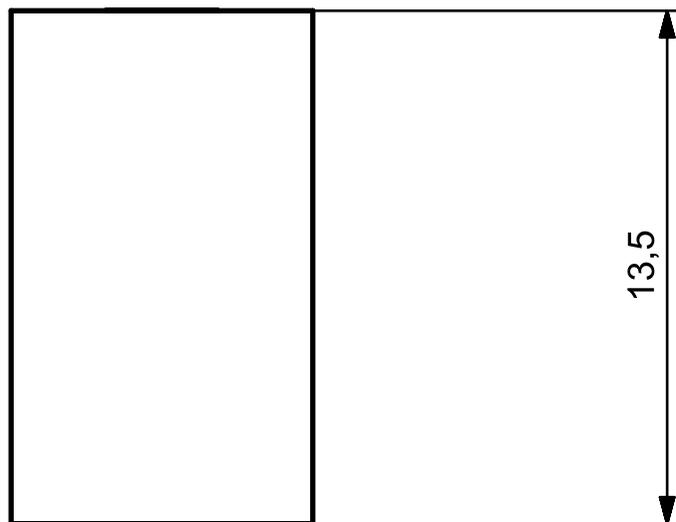
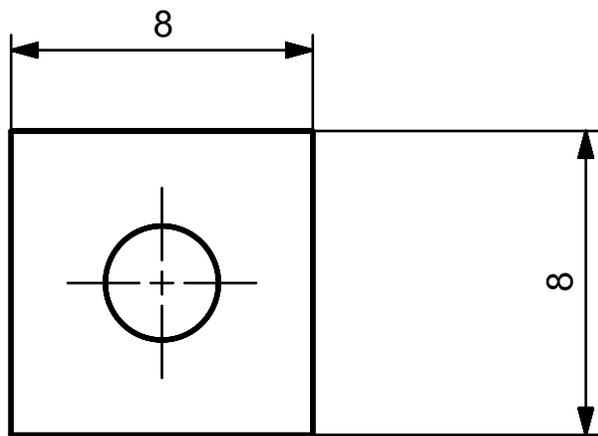
| | | | |
|-----------------|-----|---|---|
| CUD - ENM | |  |  |
| Número de plano | 1 | | |
| Escala | 2:1 | | |



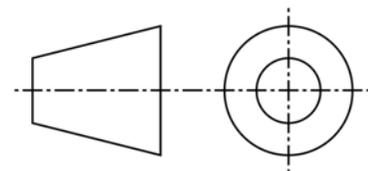
| | |
|------------|-------------------------|
| Dibujado | Carlos Cruz Hernández |
| Comprobado | Carlos Casqueiro Placer |
| Nombre | Separador popa |
| Formato | A4 |



| | | | |
|-----------------|-----|--|--|
| CUD - ENM | | | |
| Número de plano | 1 | | |
| Escala | 5:1 | | |



| | |
|------------|-------------------------|
| Dibujado | Carlos Cruz Hernández |
| Comprobado | Carlos Casqueiro Placer |
| Nombre | Separador proa |
| Formato | A4 |



CUD - ENM

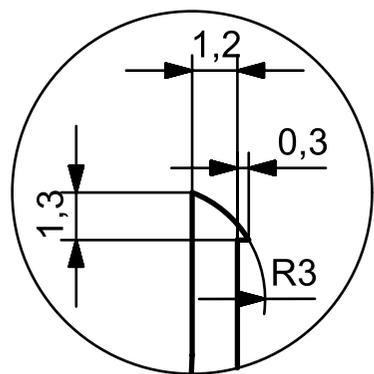


Número de plano

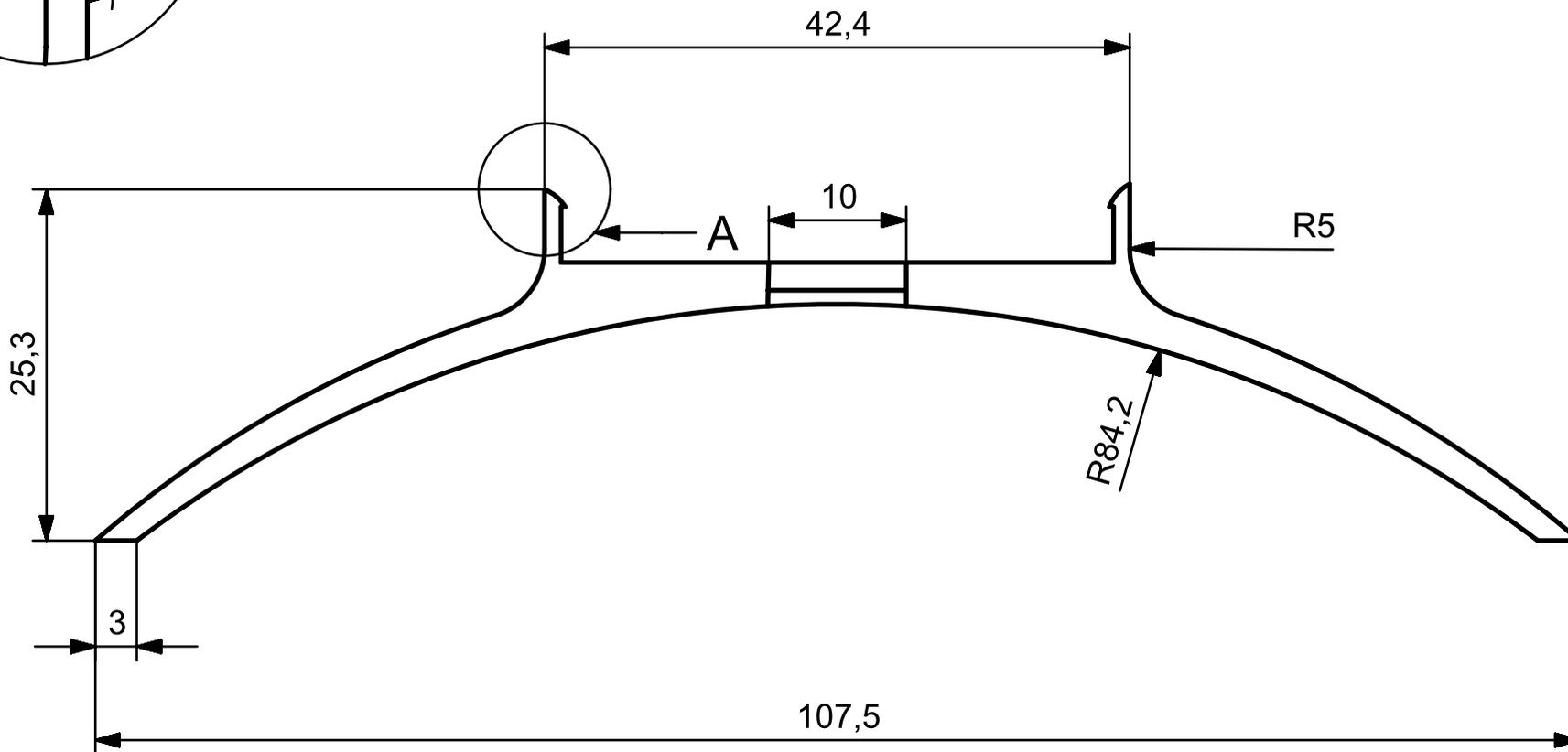
1

Escala

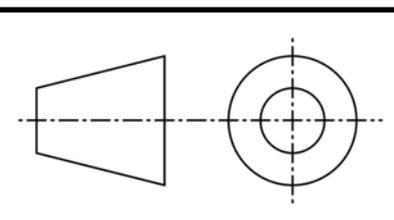
5:1



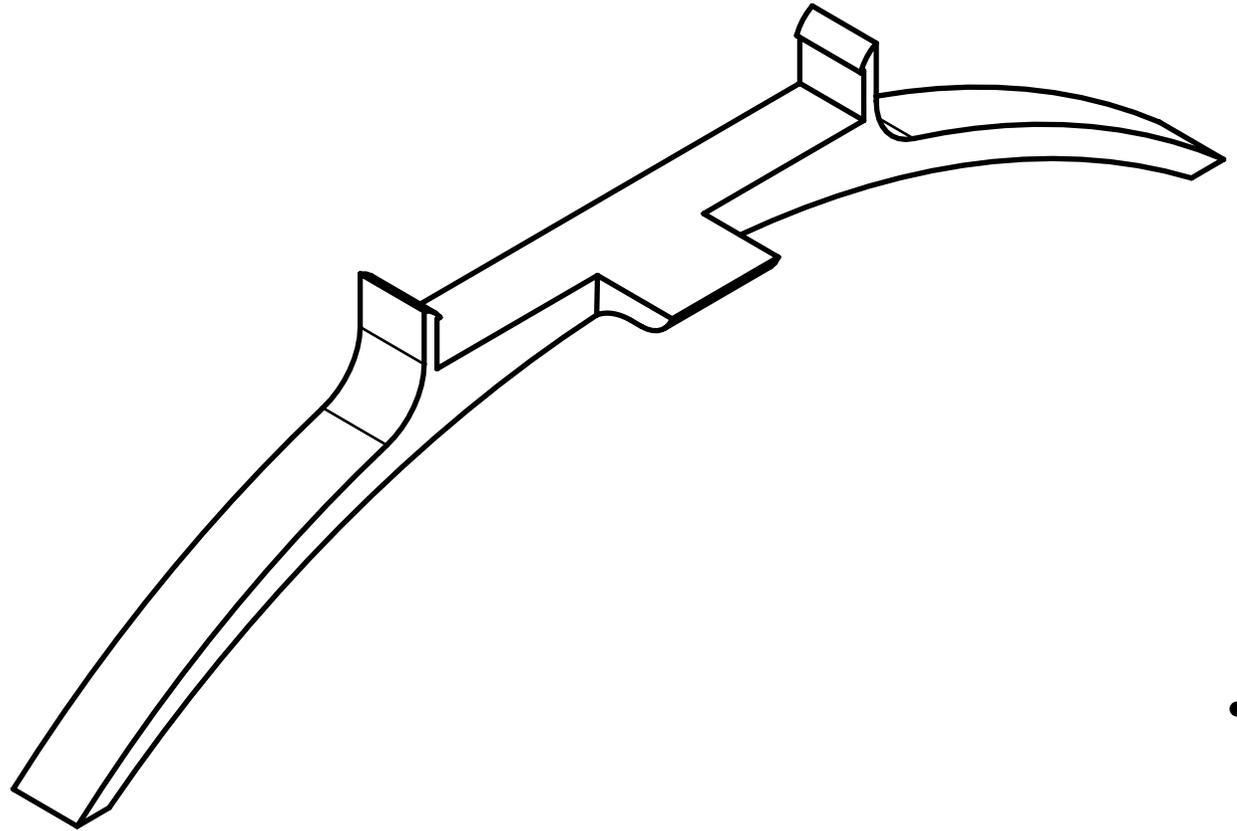
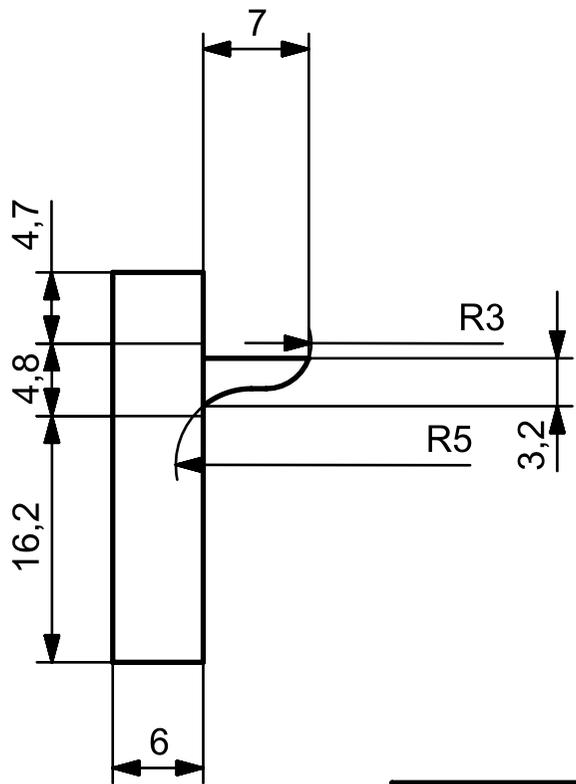
DETAIL A
SCALE 5:1



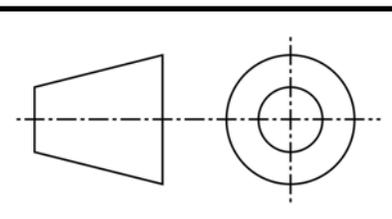
| | |
|------------|-------------------------|
| Dibujado | Carlos Cruz Hernández |
| Comprobado | Carlos Casqueiro Placer |
| Nombre | Tren de aterrizaje |
| Formato | A4 |



| | | | |
|-----------------|-----|--|--|
| CUD - ENM | | | |
| Número de plano | 1 | | |
| Escala | 2:1 | | |



| | |
|------------|-------------------------|
| Dibujado | Carlos Cruz Hernández |
| Comprobado | Carlos Casqueiro Placer |
| Nombre | Tren de aterrizaje |
| Formato | A4 |



| | |
|---|-----|
| CUD - ENM  | |
| Número de plano | 2 |
| Escala | 2:1 |