

Trabajo Fin de Grado

ANÁLISIS, ESTUDIO Y DISEÑO DEL FUSELAJE DE UN DRONE PARA VUELOS EFICIENTES EN ENTORNOS INCLEMENTES DE ALTA MONTAÑA QUE INCLUYE SISTEMA CAPAZ DE TRANSPORTAR BLOQUES DE SAL PARA EL GANADO

Autor:

David Garcés Gracia

Director:

Miguel Ángel Torres Portero

Centro:

Escuela de Ingeniería y Arquitectura
Curso Académico 2017-2018

DECLARACIÓN DE AUTORÍA Y ORIGINALIDAD

(Este documento debe acompañar al Trabajo Fin de Grado (TFG)/Trabajo Fin de Máster (TFM) cuando sea depositado para su evaluación).

D./D^a. David Garcés Gracia, con nº de DNI 18173329-V en aplicación de lo dispuesto en el art.14 (Derechos de autor) del Acuerdo de 11 de septiembre de 2014, del Consejo de Gobierno, por el que se aprueba el Reglamento de los TFG y TFM de la Universidad de Zaragoza,

Declaro que el presente Trabajo de Fin de Grado,
ANÁLISIS, ESTUDIO Y DISEÑO DEL FUSELAJE DE UN DRONE PARA VUELOS
EFICIENTES EN ENTORNOS INCLEMENTES DE ALTA MONTAÑA QUE INCLUYE
SISTEMA CAPAZ DE TRANSPORTAR BLOQUES DE SAL PARA EL GANADO,
es de mi autoría y es original, no habiéndose utilizado fuente sin ser citada debidamente.

Zaragoza, 24/6/2018

Fdo: David Garcés Gracia





RESUMEN

ANÁLISIS, ESTUDIO Y DISEÑO DEL FUSELAJE DE UN DRONE PARA VUELOS EFICIENTES EN ENTORNOS INCLEMENTES DE ALTA MONTAÑA QUE INCLUYE SISTEMA CAPAZ DE TRANSPORTAR BLOQUES DE SAL PARA EL GANADO

El trabajo desarrollado en el presente documento, tiene como objetivo el diseño y análisis de una aeronave no tripulada con capacidad para transportar bloques de sal en un entorno de alta montaña. Para conseguirlo, se han realizado una serie de diseños y simulaciones estructurales y de ensamblaje mediante el programa Inventor.

La aeronave se basa en un drone tipo multirotor propulsado mediante cuatro motores eléctricos propulsado mediante baterías tipo LIPO. Adicionalmente a la propulsión mediante los motores, se han diseñado y colocado en la aeronave unos perfiles aerodinámicos en forma de ala, que pueden moverse en conjunto con el tren retráctil, para poder en cada fase del vuelo, adoptar la posición más óptima. Dichas alas le permiten ahorrar energía durante el vuelo traslacional generando sustentación adicional. También se ha diseñado un sistema de gancho de accionamiento eléctrico para la suelta del bloque de sal a trasladar.

Debido a que la aeronave se ha diseñado para trabajar en entornos hostiles, se han implementado una serie de carcasas que la permiten operar en condiciones de lluvia, con un índice de permeabilidad 55.

La aeronave está pensada para sustituir el modo de transporte de bloques de sal para alimentación del ganado en alta montaña en lugares no accesibles con vehículos terrestres, y de este modo plantear una opción alternativa al helicóptero, que es la aeronave utilizada en la actualidad con estas finalidades.

Debido a que el diseño de los componentes se ha diseñado mediante el programa de dibujo inventor, se ha aprovechado las simulaciones mecánicas que dicho programa posee para comprobar cuáles son los puntos más críticos de la aeronave a plena carga, y garantizar en todo momento un Coeficiente de Seguridad y un desplazamiento máximo de los puntos más críticos previamente fijados.

Finalmente, se ha obtenido una aeronave que cumple con todos los requisitos que se habían previamente establecido, y que podría llevarse a cabo con componentes que se han diseñado, aprovechando la mayor cantidad de componentes eléctricos de los ya existentes y fácilmente encontrables en el mercado.

ÍNDICE

Contenido

MEMORIA

1	OBJETIVOS Y ALCANCE	4
1.1	CONTEXTO	4
1.2	ALTERNATIVAS	4
1.2.1	Opción A	4
1.2.2	Opción B	6
1.3	JUSTIFICACION PROPUESTA	8
1.4	ESPECIFICACIONES DE DISEÑO	8
2	ANTECEDENTES	9
2.1	DEFINICIÓN DE DRONE.....	9
2.2	CLASIFICACIÓN DE LOS UAVS	10
2.2.1	Clasificación de los UAVS en función de su modo de despegue-aterrizaje	10
2.2.2	Clasificación de los UAVS en función de su modo de sustentación	10
2.3	HISTORIA Y ORIGEN DE LOS UAVS.....	22
2.3.1	Radio Control.....	24
2.3.2	DÉCADA DE LOS 90	37
2.3.3	Siglo XXI	39
2.4	ACTUALIDAD TECNOLÓGICA	42
2.4.1	Aplicaciones.....	42
2.4.2	Aplicaciones militares.....	55
2.4.3	Perspectivas de futuro	57
3	ANEXOS	61
3.1	ANEXO 1. PLANOS	61
3.2	ANEXO 2. CÁLCULOS	85
3.2.1	Configuración y sistema de propulsión.....	85
3.2.2	Cálculo de los perfiles aerodinámicos sustentadores	95
3.2.3	Cálculos estructurales	108
3.2.4	Resistencia contra la lluvia (Adecuación a IP 55)	123
3.2.5	Masa de la aeronave	140

3.3	ANEXO 3. COMPONENTES.....	144
3.3.1	Sistemas de control de la aeronave	144
	Tabla 13 Características controladora de vuelo DJI A3. Fuente: Electrónica RC.....	146
3.3.2	Emisora y receptor	146
3.3.3	Sistema FPV	149
3.3.4	Batería Lipo Gens Ace-Tattu 22000 mah 22,2 V 25/50C 6s1p	153
3.3.5	Cargador de baterías iCharguer 380 DUO	154
3.3.6	Fuente de alimentación Chargery Power S1500W 60A.	156
3.3.7	Tren de aterrizaje retráctil	157
3.3.8	Servo HITEC HS-5646WP (Gancho de carga).....	158
3.3.9	Sistema de propulsión	159
3.4	ANEXO 4. MANTENIMIENTO DE LA AERONAVE	163
3.4.1	Chequeo pre-vuelo	163
3.4.2	Mantenimiento preventivo	164
3.5	ANEXO 5. LEGISLACIÓN Y NORMATIVA APLICABLE.....	168
3.5.1	FUENTES DE DERECHO AERONÁUTICO	168
3.5.2	NORMATIVA NACIONAL	169
3.5.3	AUTORIDAD AERONÁUTICA EN ESPAÑA (AESA)	175
3.5.4	REGULACIONES PARA LAS OPERACIONES CON RPAS	176
4	CONCLUSIONES TÉCNICAS	185
4.1	LIMITACIONES DEBIDAS A LA AUTONOMÍA.....	185
4.2	LIMITACIONES LEGALES	185
4.3	SEGURIDAD OPERACIONAL	186
4.4	COSTE OPERACIONAL	186
4.5	CONCLUSIÓN	186
5	AGRADECIMIENTOS.....	188
6	BIBLIOGRAFÍA.....	189
7	LINKOGRAFÍA.....	189

MEMORIA

1 OBJETIVOS Y ALCANCE

El objetivo del presente proyecto, se basa en el diseño de un vehículo aéreo no tripulado (UAV) o drone, de tipo multirrotor o multicóptero.

Deberá ser capaz de transportar una carga de pago de 10 Kg de Sal en forma de bloque entre dos puntos con una diferencia de cota de 211 metros.

Adicionalmente la distancia a recorrer por la aeronave será de alrededor de 500 metros, debiendo tener la autonomía suficiente para cubrir dicha distancia en un trayecto de ida con carga y de vuelta sin ella.

Su aplicación principal es el transporte de bloques de sal a pastos y ganado de alta montaña, principalmente durante las sesiones de verano (época del año en la que dicho ganado consumidor de sal, principalmente ovino, se encuentra en los puertos de alta montaña pastando).

Debido a la posibilidad de inclemencias climatológicas potenciada por la ubicación de la actividad a desarrollar (Alta Montaña), la aeronave deberá poseer la capacidad de volar en condiciones meteorológicas de precipitación tanto de nieve como de agua, así como ser capaz de resistir la humedad adecuadamente.

1.1 CONTEXTO

En la actualidad, dada la inaccesibilidad por vía terrestre a dichas localizaciones mediante vehículos, se utilizan helicópteros para su porteo hasta el ganado. Dichas localizaciones han sido previamente definidas entre el ganadero y el piloto del helicóptero, de modo que periódicamente se les suministre una determinada cantidad de sal, que ya una vez arriba, el ganadero moverá bloque a bloque cada uno de ellos hasta la ubicación donde el ganado se encuentre cada día.

En el caso estudiado, el ganadero nos informa de que aproximadamente hay un total de 1000 ovejas de varios ganaderos conjuntamente, en las laderas de la cara sur cercanas al pico Collarada. El consumo de Sal aproximado es de medio Kg/oveja y verano, por lo que el total de Sal que será necesario ascender será aproximadamente de 500 Kg.

1.2 ALTERNATIVAS

Existen dos métodos alternativos para conseguir este propósito.

1.2.1 Opción A

La opción A, sería el transporte de los bloques de sal, desde la localidad de Villanúa, a una altitud de 948 metros sobre el nivel del mar (msn), hasta el Refugio Collarada a 1951 msn, el cual no tiene acceso con vehículo terrestre. Éste refugio es el punto donde el Helicóptero suministra habitualmente la saca con los bloques de sal.

A continuación de muestran las localizaciones del campo de futbol de Villanúa, desde donde despegaría y aterrizaría el drone para subir los bloques de sal.



Figura 1: Campo de futbol de Villanúa (Punto de despegue en opción "A"), (UTM: 42.680510, -0.534583). Fuente: Google Maps.

En la figura siguiente se muestra la localización del Refugio de Collarada, donde deberán descargarse los bloques de sal.



Figura 2: Refugio de Collarada (Punto de suelta del bloque de sal opción "A" y "B"), (UTM: 42.701646, -0.495863). Fuente: Google Maps.

Destacar que tendría que hacer un recorrido de ida y otro de vuelta (3,73 km x 2), por lo que la autonomía debería ser lo suficientemente buena como para cubrir esa distancia dos veces, así como de ganar esa diferencia de cota (1003 metros de desnivel).



Figura 3: Trayecto a seguir por la aeronave en el recorrido "Opción A". Fuente: Google Maps.

1.2.2 Opción B

La segunda opción (Opción B), consiste en que la aeronave librare una diferencia de cotas y distancia a recorrer inferior. La aeronave suministraría los bloques de sal desde el Refugio de la Trapa, a una altitud de 1730 msn, hasta el refugio de Collarada a una altitud de 1951 msn. El refugio de la Trapa es el punto más cercano al que se puede acceder con todoterreno al punto de suelta de los bloques de sal.

Los ganaderos podrían subir en todoterreno los bloques de sal, para luego recurrir al drone como medio de transporte de la mercancía hasta su ganado. Dicha opción B, nos daría un margen de maniobra gracias al ahorro de energía de no tener que librar los 782 metros de desnivel que separan la localidad de Villanúa de este refugio.

Este ahorro de energía podría destinarse a mover los bloques de sal, no a un punto fijo, como es el Refugio de Collarada, sino a un punto más cercano al ganado, que diariamente recorre las praderas variando su situación.



Figura 4: Refugio de la Trapa, hasta el que se puede llegar en todoterreno (Punto de partida opción "B"), (UTM: 42.697378, -0.500351). Fuente: Google Maps.

La distancia a recorrer por la aeronave en la opción "B" sería de 580 metros, con una diferencia de cota entre despegue y suelta del bloque de sal de 211 metros.



Figura 5: Recorrido a realizar por el drone entre Refugio de la Trapa y Refugio de Collarada (Recorrido opción "B"). Fuente: Google Maps.

1.3 JUSTIFICACION PROPUESTA

Se propone el diseño de un vehículo aéreo no tripulado, con capacidad para vuelo estacionario y traslacional, que permita el transpote de bloques de sal "estándar", es decir, con el mismo peso y geometría que los ganaderos compran en el mercado para sus animales. Deberá tener capacidad para volar en montaña bajo condiciones meteorológicas adversas (principalmente lluvia y viento). Transportará los bloques de Sal y poseerá la posibilidad de suelta remota de estos bloques en el emplazamiento escogido sin necesidad de aterrizar.

1.4 ESPECIFICACIONES DE DISEÑO

Las características que deberá cumplir son: (especificar bien características con datos y magnitudes)

- Capacidad de elevación de 10 Kg de carga de pago.
- Gancho con suelta controlable adaptado a la geometría de los bloques de sal.
- Margen de potencia de seguridad de un 30% para mantenerse en estacionario con la carga de pago de 10 Kg.
- Soportar entornos meteorológicos con humedad elevada y la caída de precipitación en forma de agua o nieve directamente sobre su chasis durante el vuelo. (IP55)
- Materiales resistentes. (Coeficiente de Seguridad mínimo de 3,4).
- Materiales ligeros con una densidad máxima de $2,7 \text{ Kg/m}^3$, ateniendo a su dificultad de fabricación en función de la geometría de cada pieza (Impresión 3D, mecanizado de aluminio o mecanizado de materiales compuestos con refuerzo en fibra de carbono).
- Capacidad para poder controlar su vuelo mediante video en cada una de las fases de operación de la aeronave (Garantizando una cobertura de radio de mando y recepción de señal de vídeo de 2 Km).
- Capacidad para poder ser pilotado con y sin ayudas electrónicas (En caso de fallo de la controladora, el piloto podrá tomar el mando de la aeronave sin ayudas electrónicas para realizar un aterrizaje de emergencia seguro).
- Fácil manipulación y mantenimiento de todos los componentes de acuerdo con la directiva RAEE.
- Soportar ráfagas de viento de hasta 10 m/s.
- Capacidad para superar una diferencia de cotas de 300 metros.
- Diseño aerodinámico con un CD máximo de 0,3 que mejore la eficiencia y autonomía de la aeronave.
- Superficies sustentadoras que reduzcan la carga de peso sobre los motores. Al menos deberá generar la sustentación suficiente para compensar la masa de la carga de pago (10 Kg).

2 ANTECEDENTES

2.1 DEFINICIÓN DE DRONE

El término dron (drones en plural) fue registrado en la 23ª edición del diccionario de la Real Academia Española (RAE) como adaptación al idioma español del sustantivo inglés "Drone", para referirse a una aeronave no tripulada.

Un drone o UAV (Unmanned Aerial Vehicle) es un vehículo aéreo no tripulado que posee entre otras características la capacidad de ser reutilizable tras sus vuelos, que es mantenido en el aire mediante motores de propulsión y posee la capacidad de ser controlado, manejado y sostenido en el aire de manera estable.



Figura 6: Abeja zángano y multirotor DJI Mavic Pro. Fuente: Google

Por ejemplo, los misiles con control de rumbo o de crucero, no se consideran UAVs, debido a que tras su lanzamiento no pueden volver a ser reutilizados.

Sin embargo, existen distintos puntos de vista a la hora de distinguir un drone, cuyo término se ha extendido en los últimos años, de una aeronave pilotada por control remoto, como pueden ser los helicópteros o aviones de aeromodelismo.

De este modo, teniendo en cuenta su definición, y de acuerdo con el documento "Joint Publication 1-02, Department of Defense Dictionary" editado por el Ministerio de Defensa de los Estados Unidos en Enero de 2015, el cual se considera que se amolda adecuadamente a lo que realmente se considera como drone, un Drone o UAV se trata de:

«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»

Además de los misiles citados y los proyectiles de artillería, la definición también excluye a los planeadores (que no llevan planta propulsora), a los globos y dirigibles (los cuales no utilizan la generación de sustentación mediante fuerzas aerodinámicas sino mediante fuerzas de flotabilidad) y a los objetos arrojados (que carecen de control remoto u autónomo).

El término "DRONE" que en inglés significa "ZÁNGANO" o "ABEJA MACHO" se debe al sonido peculiar que los drones tipo *MULTIRROTOR* realizan durante su vuelo, el cual recuerda al sonido de este animal.

2.2 CLASIFICACIÓN DE LOS UAVS

2.2.1 Clasificación de los UAVS en función de su modo de despegue-aterrizaje

Dependiendo de la capacidad de despegue y aterrizaje de las aeronaves, los drones pueden dividirse 2 categorías principales: VTOL (Vertical Take-Off and Landing), los cuales poseen la capacidad de despegar y aterrizar verticalmente, y alas fijas, los cuales sólo pueden despegar y aterrizar realizando un movimiento traslacional, por lo que necesitan de una pista de despegue/aterrizaje, o de un sistema alternativo que les permita alcanzar la velocidad traslacional necesaria para mantenerse en el aire.

2.2.1.1 VTOL

A pesar de que existen múltiples configuraciones en sendas clasificaciones, la mayoría de los VTOL tienen la capacidad de mantener un vuelo estacionario o de "Hovering", es decir, que pueden mantenerse inmóviles en el aire, manteniendo una altitud y orientación controlada, más lejos de sólo para el despegue y el aterrizaje, lo cual los hace muy útiles para trabajos de transporte de mercancía, filmación aérea, labores de repetición, lucha contra incendios etc.

Su consumo suele ser mayor que el de los drones tipo "ala fija", pero su ventaja respecto a estos últimos gracias al vuelo estacionario hacen que sean comúnmente más utilizados.

2.2.1.2 Ala fija

Dichos UAVS, como ya se ha comentado con anterioridad, necesitan de una pista de despegue y aterrizaje para alcanzar la velocidad aerodinámica suficiente para poder volar. La necesidad de dicha infraestructura adicional a la aeronave hacen que su uso quede más restringido a las aplicaciones militares, donde las pistas de aterrizaje no son un problema.

Sin embargo, existen diferentes métodos de despegue y aterrizaje, que posibilitan realizarlo en áreas confinadas o de reducido tamaño. Algunas de ellas (de pequeño tamaño) pueden ser lanzadas manualmente por una persona, y aterrizar arrastrando la parte inferior del fuselaje sobre un campo de hierba, por ejemplo, debido a que su velocidad de pérdida es muy baja.

Entre las ventajas principales respecto a los VTOL, cabe destacar un menor consumo de potencia, y con ello, una mayor autonomía y alcance de vuelo. También suelen poseer velocidades de crucero y máximas superiores, así como unos techos de vuelo operacionales muy superiores a los primeros.

2.2.2 Clasificación de los UAVS en función de su modo de sustentación

Existen tres tipos de clasificación en función del modo de sustentación de los UAVS:

2.2.2.1 Helicópteros

Su principio de vuelo es el mismo que el de los helicópteros tripulados. Poseen la capacidad de poder moverse en los 6 grados de libertad del espacio, así como de mantener un vuelo estacionario o "Hovering", desplazarse lateralmente, verticalmente, así como cambiar el rumbo durante el estacionario o durante el vuelo traslacional.

La sustentación se genera mediante uno varios rotores montados en diferentes configuraciones, dependiendo de las características esperadas por la aeronave.

2.2.2.1.1 Helicóptero convencional

Posee un rotor principal, el cual se encarga de generar la sustentación necesaria para que la aeronave vuele, así como de poder controlarla en su movimiento vertical, lateral o frontal.

Adicionalmente, posee un rotor secundario, llamado rotor de cola, el cual se encarga de estabilizar la aeronave frente al giro que el torque del rotor principal transmite al fuselaje.



Figura 7: Helicóptero Orka-1200 de rotor convencional. Fuente: @mujinbot

El control de las superficies sustentadoras se realiza mediante el cambio de paso de estas, utilizando un plato cíclico, que permite cambiar el paso de cada pala independientemente dependiendo de la posición de esta a lo largo de las diferentes posiciones circulares que ésta recorre en su movimiento de giro.

Además, dicho plato le da la capacidad de cambiar simultáneamente el paso, o ángulo de ataque de todas las palas, de modo que la sustentación total de la aeronave suba o disminuya, haciendo que la componente de empuje perpendicular al eje principal de rotación del rotor aumente o disminuya.

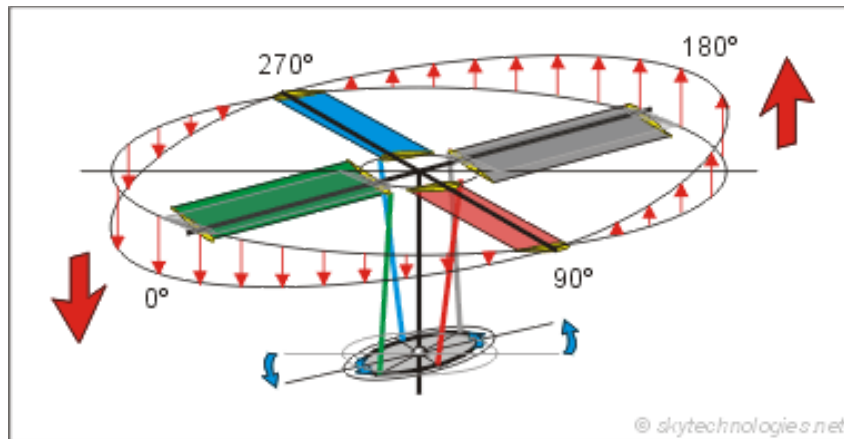


Figura 8: Funcionamiento de plato cíclico sobre un rotor convencional. Fuente: Skytechnologies.net.

2.2.2.1.2 Helicóptero con rotores co-axiales

Se trata de un tipo de helicóptero que posee dos rotores colocados coaxialmente, es decir, uno sobre el otro.

La ventaja principal de dichos helicópteros, es que toda la energía de sus superficies móviles se destina a la generación de fuerza de sustentación vertical, al no requerir de un rotor de cola para contrarrestar el efecto del torque del rotor principal.

Este efecto se consigue gracias a la rotación en sentidos opuestos de cada uno de los rotores, de modo, que al ser sendos del mismo tamaño, se genera un equilibrio de momentos que evitan que la aeronave rote sobre sí misma.

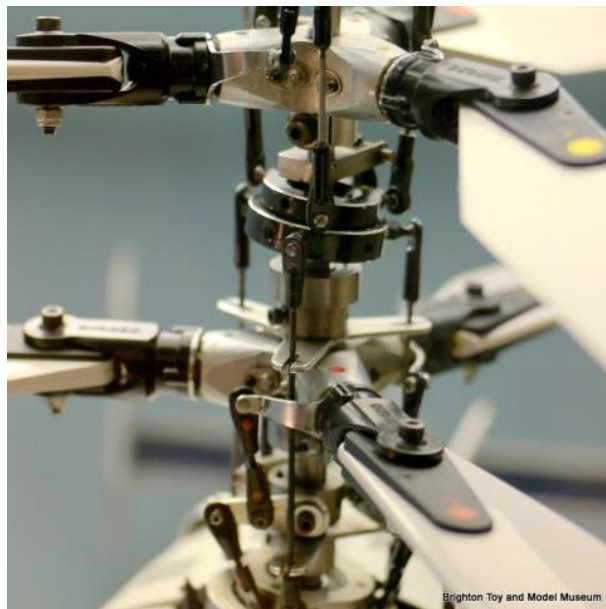


Figura 9: Mecanismo de control del control cíclico y colectivo de un helicóptero co-axial. Fuente: brightontoymuseum.co.uk.

Como desventaja, el control de las superficies sustentadoras, requiere de dos platos cíclicos: Uno para el control del rotor inferior, y otro para el control del rotor superior. A esto hay que

añadirle el aumento en la complejidad de los componentes de la transmisión, debido a que dado que cada rotor gira en un sentido, los ejes que van a cada uno de los rotores se disponen de manera concéntrica uno sobre el otro, alcanzando velocidades de rotación relativa mucho más elevadas que en un rotor convencional, lo cual supone un mayor desgaste mecánico de los componentes.

2.2.2.2 Drones de Ala Fija

Se trata de drones que guardan una gran similitud con los aviones tripulados.

La estructura se compone por un fuselaje y unas alas fijas.

La propulsión de los mismos puede ser mediante motores eléctricos, de combustión alternativa o de reacción, aunque estos últimos son muy poco utilizados.



Figura 10: Drone de ala fija Skywalker DX-8. Fuente: Airelectronics.es

El control de la aeronave se realiza mediante una modificación de las superficies aerodinámicas de sustentación, las cuales suelen realizarse mediante servos actuadores, electrónicos, neumáticos o hidráulicos en el caso de las aeronaves de mayor tamaño.

2.2.2.3 Multirotores

Se trata de un tipo de VTOLS que poseen al menos 3 rotores que los capacitan para volar tanto en vertical como traslacionalmente.

El sistema de vuelo de la aeronave, se equilibra mediante el giro invertido de los rotores, de modo que el resultado final de momentos sea nulo.



Figura 11: Drones multirotor en vuelo (DJI Inspire y DJI S1000 respectivamente). Fuente: Provideocualition.com

El control de la aeronave se realiza mediante un cambio en las revoluciones de giro de las hélices de los diferentes motores, generando más o menos sustentación en cada uno de ellos, dependiendo de si la aeronave debe moverse frontal, lateral o girar sobre su propio eje.

Normalmente portan sistemas de estabilización giroscópica así como GPS, que facilitan mucho su control durante el vuelo, siendo capaces de mantener una posición estable sin necesidad de que el piloto corrija las derivas debidas a factores exteriores como por ejemplo el viento.

Su propulsión suele ser eléctrica, y se caracterizan por ser muy simples mecánicamente, aunque la electrónica necesaria para que vuelen adecuadamente es la más compleja de los tres tipos de aeronaves.

Por cada uno de los rotores que configuran un multirotor, se necesita al menos un motor, una hélice, un Variador de velocidad y un ESC.

Dependiendo del número de rotores que poseen, se pueden clasificar en:

2.2.2.3.1 Tricópteros

Se trata de un drone multirotor que posee tres rotores. Su configuración más común es en forma de "Y", portando 2 motores en su parte delantera y uno en la trasera.

El motor trasero porta al mismo tiempo un servomotor que lo capacita para cambiar el paso de las palas, para conjuntamente con el cambio de revoluciones, poder generar más o menos sustentación.

No son muy utilizados debido a su baja capacidad de elevación de masa, lo cual no les hace muy útiles más lejos de aplicaciones de Hobby.

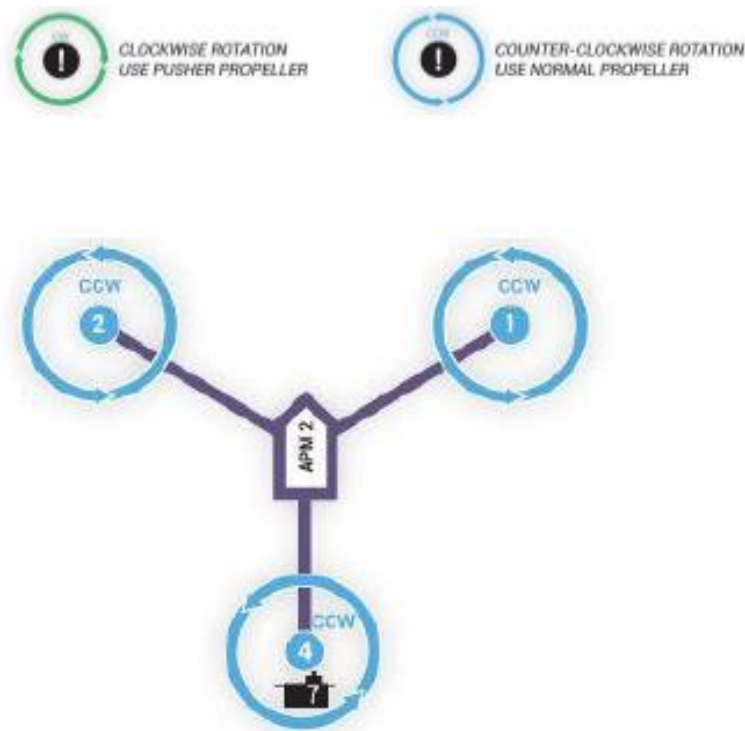


Figura 12: Diagrama de configuración de los rotores de un tricóptero. Fuente: DJI Naza software configuration.

Ventajas principales cabe destacar:

- Muy manejable gracias al servomotor trasero.
- Fácilmente plegables y transportables gracias a su diseño estructural.
- Reducido tamaño.
- Precio más económico.
- Amplio campo visual en su parte frontal.
- Menor peso que el resto de multirrotores.

Desventajas principales:

- Carece de redundancia motor, lo cual significa que en caso de fallo de alguno de sus rotores, la aeronave no es capaz de mantener el vuelo.
- Las revoluciones de los motores son mayores que en otro tipo de multirrotores.
- Menos estabilidad y potencia que otros multirrotores.
- Baja capacidad de carga.
- Baja autonomía.



Figura 13: Ejemplo de tricóptero comercial. Fuente: Stockrc.es

2.2.2.3.2 Cuadricópteros

Se trata de un tipo de multirrotor que utiliza 4 rotores como modo de sustentación.

Su configuración es la más comúnmente utilizada dentro de este tipo de drone.

Se compone de 4 motores con 4 hélices que se emplazan en el mismo plano.

El ascenso y descenso vertical de la aeronave se consigue mediante un aumento o disminución respectivamente, de las revoluciones de cada uno de los 4 motores que lo componen.

Dos de sus 4 motores giran en sentido horario, mientras que los otros dos lo hacen en sentido anti horario para compensar los momentos debidos a este giro.



Figura 14: Quadcóptero DJI Phantom III. Fuente: DJI España

El movimiento lateral de la aeronave se consigue mediante un aumento de las revoluciones de los motores que se sitúan en el lado opuesto al que se desea que la aeronave se desplace, y una disminución equivalente de las revoluciones de los otros dos motores, situados en el mismo lado hacia el que se desea que la aeronave se desplace.

Dependiendo del montaje de los motores sobre el chasis de la aeronave, o mejor dicho, dependiendo de si la parte frontal de la aeronave se compone por dos motores o por un solo motor, existen dos configuraciones de cuadricópteros diferentes:

-Configuración en forma de “+”

Uno de los motores se situa en el morro de la aeronave.

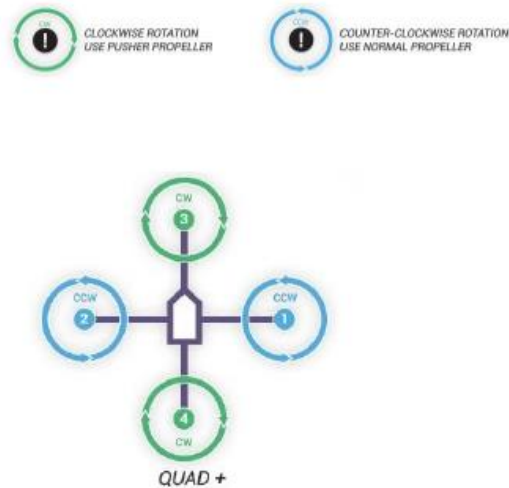


Figura 15: Quad en configuración “+”. Fuente: DJI Naza software configuration.

-Configuración en forma de “X”

Se caracteriza porque dos de sus rotores se sitúan en el morro de la aeronave, mientras que los dos restantes se sitúan en la parte posterior.

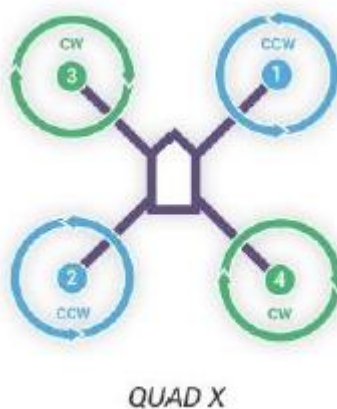


Figura 16: Quad en configuración “X”. Fuente: DJI Naza software configuration.

Son los más comúnmente utilizados, debido a su amplio campo de visión en la parte frontal, lo cual los hace idóneos para filmaciones aéreas.

Ventajas principales:

- Gran manejabilidad.
- Bajo coste.
- Pequeño tamaño.
- Bajas inercias.
- Generalmente es el multirrotor que proporciona una mayor autonomía.
- Mayor capacidad de carga que un tricóptero equivalente.
- Estructura sencilla y robusta.

Desventajas principales:

- Generalmente no es plegable.
- Más difícil de transportar que un tricóptero.
- Menor capacidad de sustentación que otros multirrotrores.
- Velocidad y estabilidad inferior a otras configuraciones.

2.2.2.3.3 Hexacópteros

Por definición, se denomina hexacóptero a un drone multirrotor que posee 6 motores.

Todos sus motores, al igual que en el cuadricóptero se encuentran situados al mismo nivel, y su metodología de vuelo es idéntica a éstos.



Figura 17: Multirrotor Hexacóptero DJI S900 en el Pirineo Aragonés. Fuente: Elaboración propia.

Tres de sus motores giran en sentido horario, mientras que los otros tres lo hacen en sentido antihorario.

Al igual que en el caso de los cuadricópteros, se pueden clasificar en “X” o en “+” dependiendo de la posición del morro de la aeronave respecto de sus rotores:

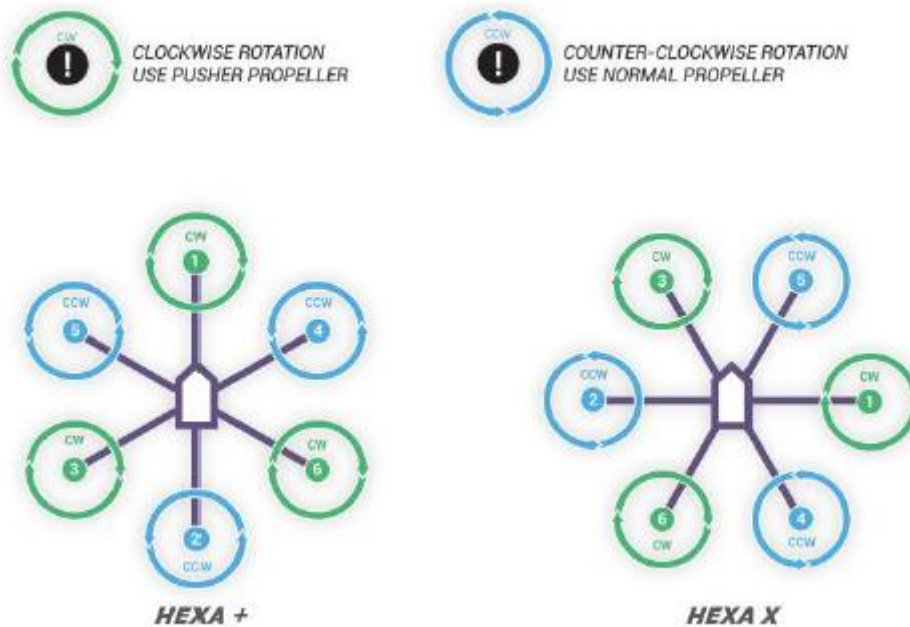


Figura 18: Hexacóptero con configuración en “+” y en “X” respectivamente. Fuente: DJI Naza software configuration.

Ventajas principales:

- Mayor estabilidad que los cuadcópteros.
- Mayor capacidad de carga.
- Redundancia motor en el caso de fallo de hasta uno de los motores.
- Mayor tamaño, y por lo tanto, mayor espacio para instalación de sistemas periféricos.

Desventajas principales:

- Transporte más difícil.
- Más caro al poseer dos motores más que los cuadricópteros.
- Más pesado.

- Autonomía ligeramente inferior debido a su mayor peso, relativo a un cuadricóptero equivalente.

- Necesidad de baterías más pesadas para obtener un tiempo de vuelo decente.

2.2.2.3.4 Octocópteros

Se trata de un drone multirotor que posee ocho motores para conseguir la sustentación.

Dado su mayor tamaño, se utiliza comúnmente en los casos en los que la carga a transportar es elevada, como puede ser el movimiento de bultos de gran peso, gran volumen, o filmación aérea con cámaras de alta gama, relativamente pesadas.

Su uso es casi únicamente profesional, debido a una mayor necesidad de experiencia para pilotarlos, así como de un mantenimiento y un coste operacional mayor.



Figura 19: Octocóptero DJI S1000 realizando una filmación para documental en la estación de eski de Formigal.

Fuente: Elaboración propia.

Al igual que los hexacópteros, su metodología de vuelo es la misma que la de los cuadricópteros. Cuatro de sus rotores giran en sentido horario, mientras que las otras cuatro lo hacen en sentido anti horario.

Dependiendo de su configuración, se clasifican en:

- Octocópteros con configuración en forma de “+”.

- Octocópteros con configuración en forma de “X”.

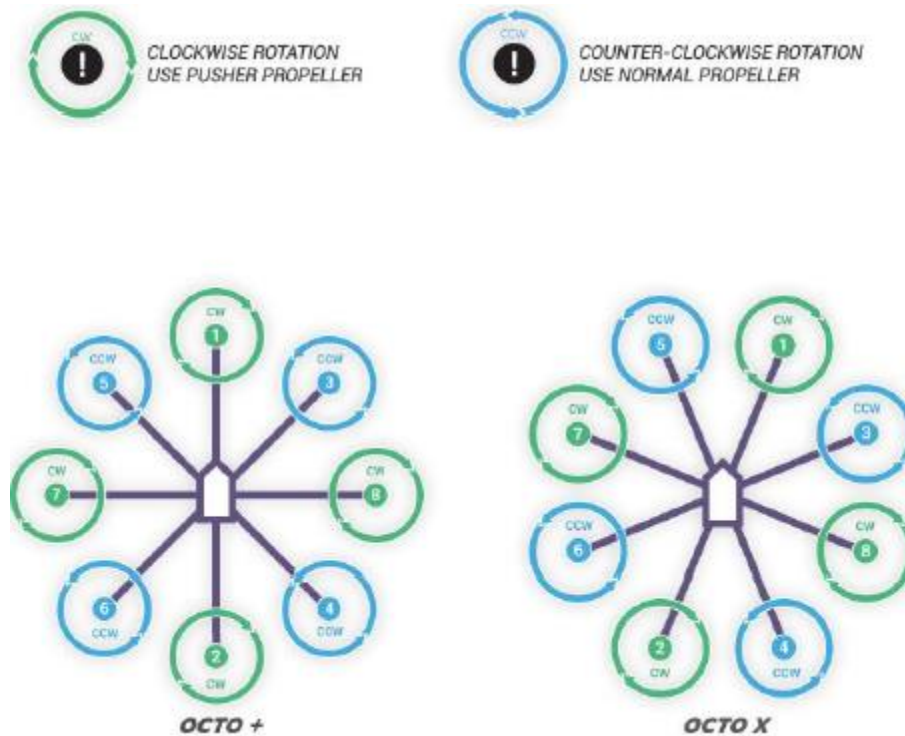


Figura 20: Configuración de Octocóptero en forma de "+" y de "X" respectivamente. Fuente: DJI Naza software configuration.

-Octocóptero co-axial

Es un tipo de octocóptero que posee dos motores por brazo, los cuales se sitúan en dos planos diferentes. Cada uno de los motores de un brazo gira en un sentido, de modo que su configuración es equivalente a la de dos cuadricópteros superpuestos en un mismo drone.

Sus ventajas respecto a los octocópteros convencionales, radica en su reducción de tamaño, lo cual lo hace mucho más fácil de manejar y transportar, aunque sin embargo, su capacidad de elevación de carga es inferior a la que desarrollaría un octocóptero convencional con el mismo peso y motorización, debido a que la eficiencia de los rotores inferiores se ve reducida.



Figura 21: Octocóptero Co-axial, en una actividad de filmación aérea. Fuente: Elaboración propia.

Ventajas principales:

- Redundancia motor en dos motores, pudiendo mantenerse en vuelo tras el fallo de dos motores, no situados contiguamente en el caso de la configuración “convencional”, ni del mismo brazo en el caso de los co-axiales.
- Mayor capacidad de carga.
- Mayor seguridad.
- Soporte de ráfagas de viento superiores que multirrotores de inferior tamaño.
- Mayor velocidad traslacional máxima.
- Mayor estabilidad.

Desventajas principales:

- Mayor coste de la aeronave.
- Mayor coste operacional.
- Menor autonomía de vuelo que una aeronave equivalente con menor número de motores.
- Mayores inercias dinámicas.
- Mayor experiencia por parte del piloto requerida.
- Su transporte es más complicado debido a su peso y tamaño.

2.2.2.3.5 Otras configuraciones

Existen otras configuraciones con mayor número de rotores, que no son comúnmente utilizadas, debido a su gran tamaño, precio, complejidad y baja eficiencia.

Uno ejemplo poco común es el hexacóptero co-axial, constituido por tres brazos con dos motores cada uno de ellos, o el dodecacóptero co-axial, compuesto por seis brazos con dos motores coaxiales en cada uno de ellos.



Figura 22: Dodecacóptero co-axial. Fuente: RCgroups.com

2.3 HISTORIA Y ORIGEN DE LOS UAVS

Debe distinguirse dos tipos o agrupaciones de drones, dependiendo de su finalidad o propósito de operación, pudiéndose así dividir entre drones militares y civiles.

Los drones tienen un inicio en los globos aerostáticos. Actualmente los UAV's no contemplan a los globos aerostáticos como parte de este tipo de tecnología, sin embargo, estos fueron sus precursores.

Hay que retroceder hasta el año 1782, cuando por primera vez, los hermanos Montgolfier, utilizaron un globo aerostático volando con una persona a bordo. En esa época, la única finalidad de los globos aerostáticos, primer vehículo de transporte aéreo, era como medio de transporte para personas adineradas.

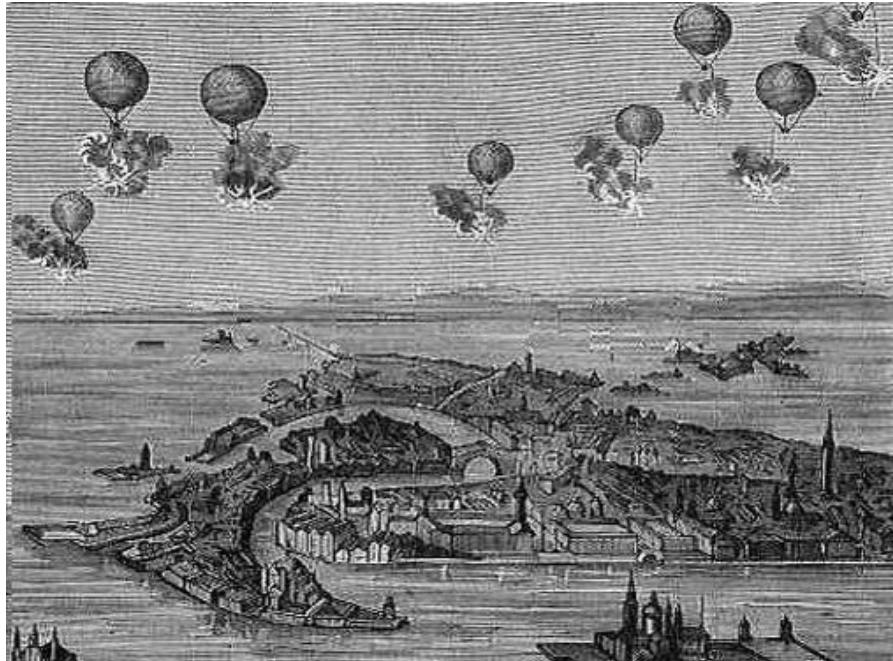


Figura 23: Globos aerostáticos portando bombas sobre la ciudad de Venecia. Fuente: elDrone.es

No sería hasta el año 1849, cuando el ejército austriaco utilizara dichos globos aerostáticos con una finalidad bien diferente a la de transporte de personas. Se utilizaron como medio de reconocimiento de territorios enemigos. También se les acoplaron explosivos para poder ser lanzados en el momento del descenso a tierra causando daños a los enemigos. Inicialmente se desplegaron de explosivos partiendo de un Barco Vulcano de guerra desde Venecia. Se conoce su historia como el primer vehículo aéreo no tripulado, que sin embargo, no tuvo una buena efectividad ni cumplió con sus expectativas, debido a que en muchas ocasiones lejos de alcanzar sus objetivos, caía sobre personas y bienes civiles o militares lejos de donde se pretendía que realmente explotaran, creando múltiples bajas civiles y daños materiales.

Alrededor de una década después, entre los años 1861-1865, los globos explosivos no tripulados jugaron un papel más importante. Dichos globos eran incendiarios, por lo que se podía realizar un control de cómo y donde deberían explotar para causar el daño para el que se había lanzado. De este modo se pasó de tener unos globos con finales ociosos para personas de la clase alta a poder realizar con ellos reconocimientos y ayudar a atacar los campos enemigos.

Posteriormente a los globos aerostáticos, se comenzaron a desarrollar conjuntamente los primeros aviones tripulados a vapor. Hay que destacar que el avión no tripulado voló antes

que uno tripulado, ya que a pesar de que siempre se orientó con una finalidad de poder volar con personas a bordo, estos diseños se trataban de ensayar por primera vez sin personas a bordo. Como dato relevante, la propulsión a vapor de dicha aeronave no se incorporaba en la propia aeronave, sino que se utilizaba para tirar de ella desde tierra, mediante unas guías en el interior del hangar, lo cual hacía imposible su vuelo en el exterior de este.

Sería en el año 1848, cuando por primera vez, un avión propulsado mediante vapor, bautizado como el "Aerial Steam Carriage" consiguió volar consecutivamente una distancia de 60 yardas (unos 55 metros) en el interior de un Hangar.

Pasarían 20 años, hasta el año 1868, cuando dicha aeronave se modificara, dotándole de un total de 3 alas bautizado como "Tri-winged aeroplane", que contaría por primera vez con un sistema de propulsión propio.

2.3.1 Radio Control

En un estanque en el Madison Square Garden de Nueva York, en el año 1898, el inventor Nikola Testla, probó por primera vez el actualmente conocido como mando a distancia o radio control de un vehículo, en este caso era un barco, mediante una señal de radio. Con ello consiguió la primera aplicación de ondas de radio de la historia. Dicha invención permitió abrir un nuevo campo que sería posteriormente aplicado a las aeronaves no tripuladas.

2.3.1.1 AT PROJECT (1917)

Gracias a ello, mediante el control remoto, se dio pie a controlar el "Aerial Target", también conocido como AT Project, que se trataba de una bomba con capacidad de volar controladamente, pensando en ser utilizada como defensa contra los Zeppelines y globos aerostáticos utilizados en la época.

Como curiosidad, su primer despegue fue el día 6 de Julio de 1917. Fue un fracaso, ya que el AT, tomó vuelo casi verticalmente, posteriormente entró en pérdida y chocó pocos segundos después, antes ni siquiera de que el control remoto entrara en acción. Un segundo intento se realizó el 25 de Julio de este mismo mes, con un nuevo fracaso en su historial, debido a que en esta ocasión la aeronave ni siquiera llegó a despegar, arrastrándose por el suelo hasta que finalmente su tren de aterrizaje se rompió. Se realizó un tercer intento, de nuevo fallido, ya que el motor se rompió pocos segundos después del despegue, resultando de nuevo en una

accidente.

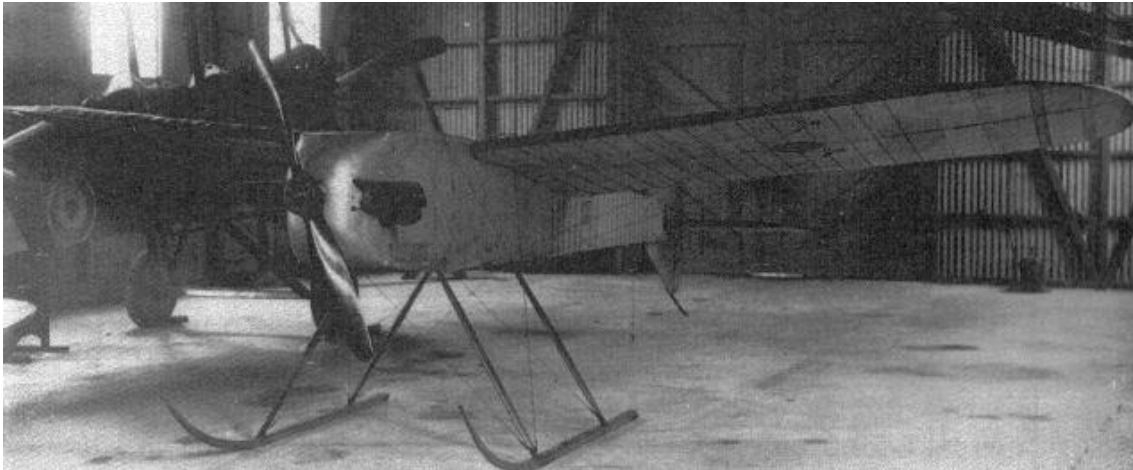


Figura 24: Avión AT Project junto a caza de combate en un hangar. Fuente: Google sites.

2.3.1.2 El Sperry (1917)

La revolución del Radiocontrol llegaría en el año 1917 con la construcción de una nueva aeronave no tripulada; El Sperry, un tipo de torpedo aéreo que integraba el radiocontrol y los giróscopos para lograr la estabilidad en la navegación de dichas aeronaves durante la Primera Guerra Mundial.

El primer registro de vuelo con éxito de una plataforma no tripulada, fue el 6 de Marzo de 1918. Imagen –Sperry en catapulta de lanzamiento.

Dicho logro ocurrió aproximadamente 14 años después de los primeros vuelos de los hermanos Wright en 1903, mediante aviones tripulados.

El ingenio de dicho torpedo, radicaba en que poseía la capacidad de una vez conocido el viento, y distancia al objetivo que se deseaba bombardear, se calculaban las revoluciones del motor (Eran motores Ford de unos 40 cv de fuerza), calculando el combustible para que se terminara en el momento adecuado para caer sobre el objetivo. El despegue de dichas aeronaves se realizaba mediante unas catapultas por railes que le daban la velocidad suficiente para que las alas crearan sustentación y poder volar, para posteriormente ser impulsado mediante el motor.

Con el giróscopo y barómetro simple que la aeronave incorporaba, se podían alcanzar las revoluciones calculadas. Cuando se tenía el punto exacto del objetivo, se realizaba el desprendimiento de las alas respecto del fuselaje, dejando caer a este sobre el objetivo con las bombas en su interior que explotaban al chocar contra el objetivo.

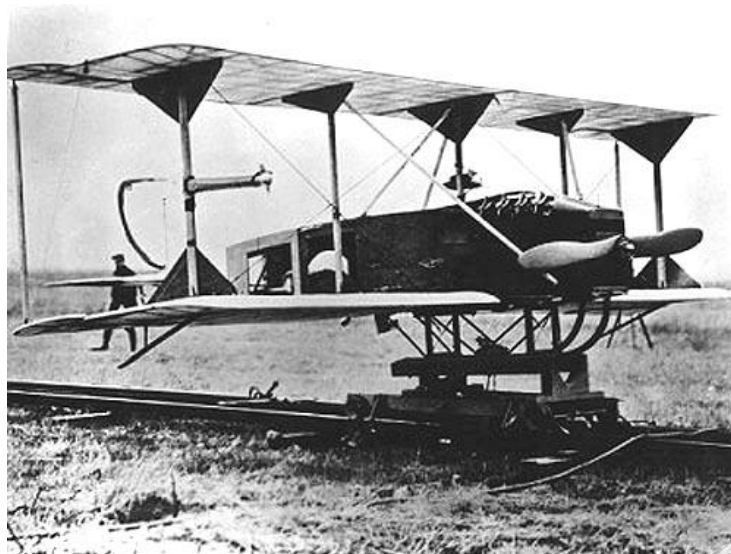


Figura 25: Avion Sperry en catapulta de lanzamiento. Fuente: Wikipedia.

2.3.1.3 El Kettering Aerial Torpedo y Siemens torpedo

Se trata de un torpedo que añade como novedad ruedas para el despegue de la aeronave. General Motors trabajó conjuntamente con dicha aeronave para la incorporación del tren de aterrizaje. Simultáneamente en Alemania, se creó un torpedo, bautizado como Siemens Torpedo, que se elevaba en un globo aerostático o zepelín hasta una altitud adecuada, para después dejarlo caer y controlarlo remotamente hasta el objetivo que se deseaba destruir.

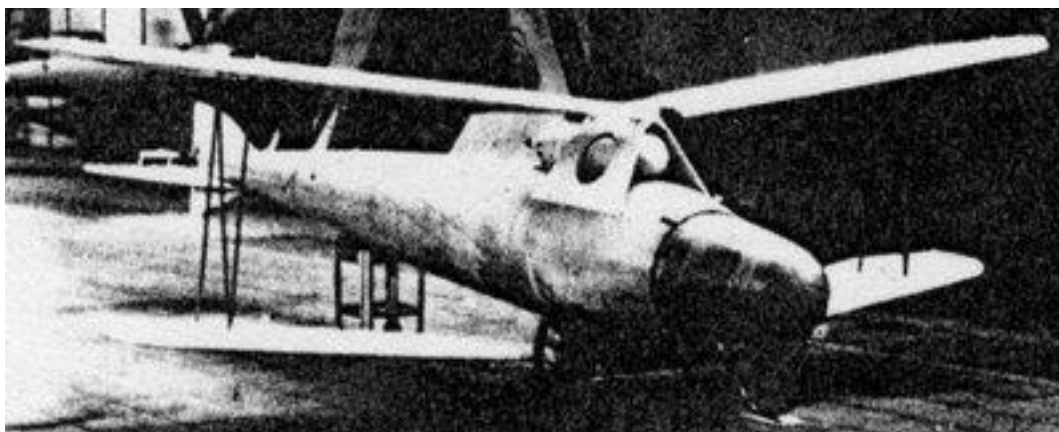


Figura 26: Siemens Torpedo. Fuente: Warnepieces.

Utilizando parte del trabajo previo realizado por su padre, Wilhelm Siemens, propuso una bomba controlada remotamente, montada sobre un avión controlado remotamente y que no estaba provisto de motor, de modo que su único modo de volar era el planeo. A pesar de que inicialmente el ejército Alemán no apoyaba la idea del desarrollo de dichas armas, ya que creían que iban a ganar la guerra antes de que su desarrollo concluyese para poder ser utilizados, la derrota de esta en algunas batallas les llevó a cambiar de idea y a impulsar el desarrollo de dichos torpedos, aportándoles los aviones, zepelines y globos aerostáticos que necesitaban para poder realizar los test necesarios.



Figura 27: Kettering Aerial Torpedo. Fuente: Designations-systems.net.

2.3.1.4 DH.82 B Queen Bee (Reina abeja, Reino Unido)

El Queen Bee se diseñó como una aeronave radiocontrol "Low-cost", para entrenamiento anti-aeronaves (Aire-aire) de aviones tripulados. Se entrenaba tratando de derribarlo con munición real mediante aviones tipo caza de la época, como modo de entrenamiento para los pilotos del ejército. Era controlado remotamente, y en caso de sobrevivir a los ataques y poder aterrizar de forma segura, se reparaba y se volvía a hacer volar para continuar entrenando.

La aeronave utilizaba algunos componentes, como el motor, las alas, el tren de aterrizaje y el timón de dirección de un avión tripulado, conocido como Tiger Moth. Sin embargo, utilizaba algunos materiales más baratos, como el recubrimiento del fuselaje o de las alas mediante tela y madera, que además le daban la aptitud para flotar y ser recuperado en caso de impactar contra el agua. Tenía la capacidad para volar a una altitud de hasta 17000 ft, y se pilotaba desde otra aeronave tripulada que no estaba en el combate. Como novedad, una hélice de madera acoplada a la transmisión que generaba el empuje de la aeronave, se utilizaba para impulsar la bomba de aire que proporcionaría la presión necesaria para hacer funcionar mediante aire comprimido el giróscopo y los servos para su control. Se fabricaron un total de 412 aeronaves entre 1933 y 1943; 360 de ellos con flotadores.

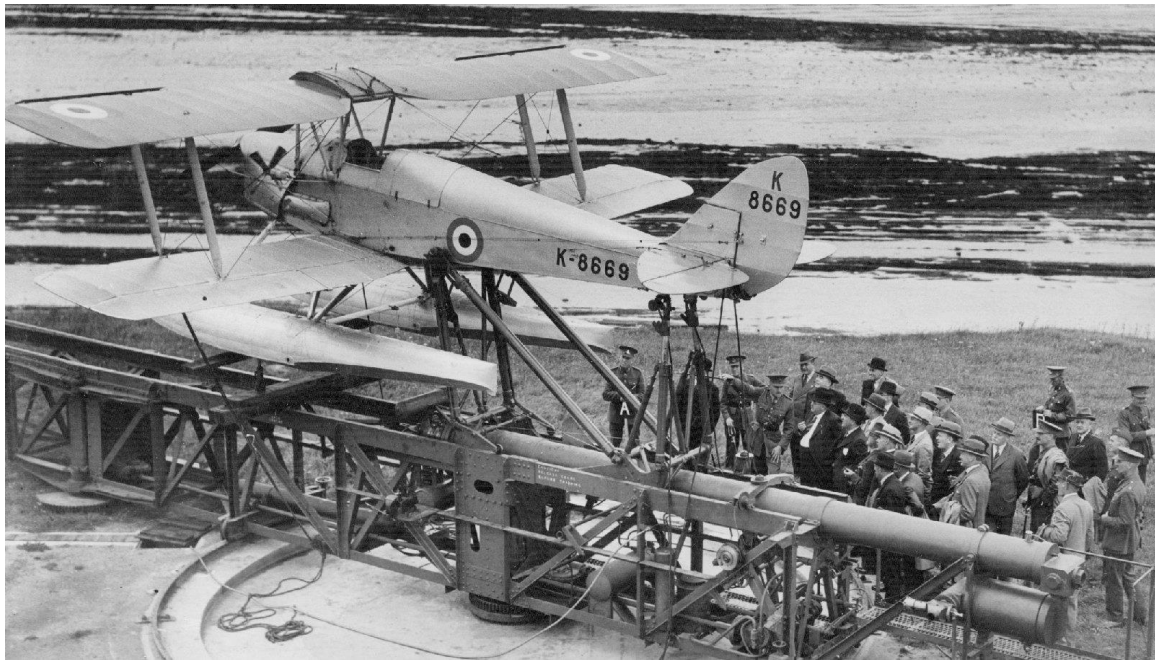


Figura 28: Queen Bee siendo montado en la plataforma de lanzamiento de vapor para vuelo de entrenamiento.
Fuente: Vintage Wings of Canada.

2.3.1.5 GB-1 Glider

El GB-1, también conocido como el "Grapefruit bomb" o XM-108, fue una velero bomba, que se produjo por la compañía Aeronca Aircraft, para la Fuerza Aérea de los Estados Unidos durante la Segunda Guerra Mundial. Su objetivo principal de diseño era el poder ser lanzadas desde fuera de los límites de la línea enemiga por bombarderos, que de este modo no se vieran sometidos al fuego enemigo.

Su diseño comenzó alrededor de Marzo de 1941. Se fabricaron varias variantes del modelo, entre las que cabe destacar el GB-2 y el GB-3.

La envergadura del GB-1 era de 3,7 metros, y la cola del mismo era doble. El peso de la bomba que transportaba era de 910 Kg.

Como novedad, poseía un autopiloto o piloto automático, que se ayudaba de un giroestabilizador, que permitía seguir un curso específico de la bomba, seguido de una suelta de esta a una determinada altura respecto del objetivo. Su velocidad de vuelo en crucero era de 370 km/h, y la distancia máxima a la que podía abatir a u objetivo era de 32 Km, volando a una altura de 15000 ft (4600 metros).

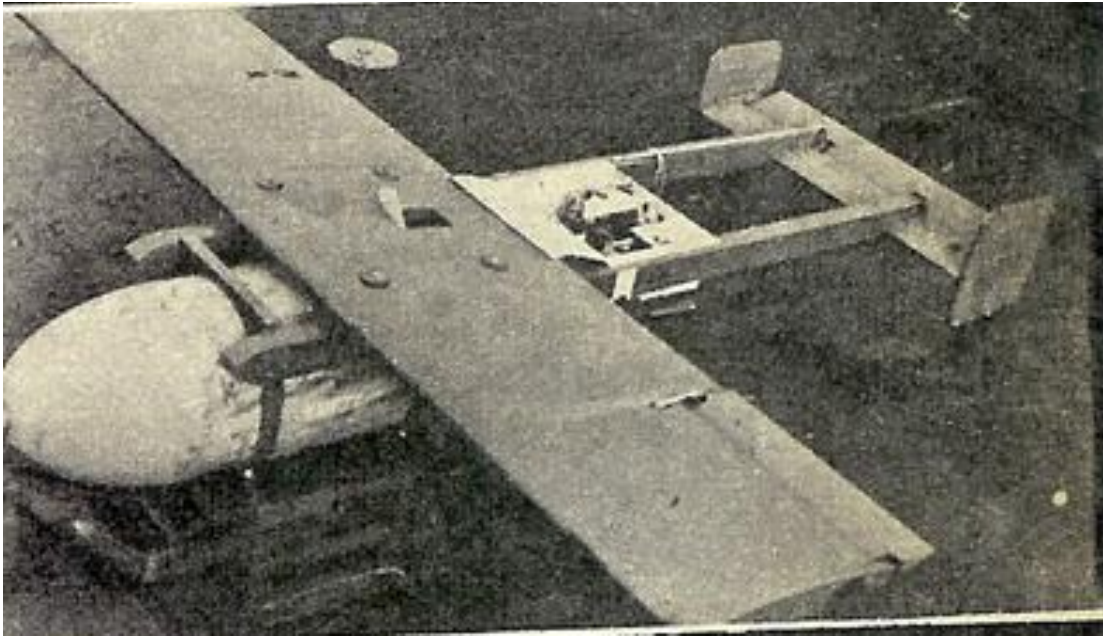


Figura 29: Grapefruit bomb -1 Glider. Fuente: Wikipedia.

Además, cabe destacar, que fue el primero drone, que tal y como los conocemos ahora, permitía su seguimiento a distancia mediante imágenes o televisión, lo que podría considerarse el primer drone con FPV (First Person View) como los conocemos a día de hoy. Sin embargo, dicha tecnología sólo podía ser utilizada en unas condiciones atmosféricas ideales, ya que de lo contrario se presentaban problemas de visión.

2.3.1.6 Radioplane OQ-2

El OQ-2, fue originalmente un avión radiocontrol de pequeño tamaño (2,65 metros de envergadura y 47 Kg de peso). Sus antecesor, el OQ-1, fue un avión diseñado en el año 1940, que sirvió como fase de pruebas durante el desarrollo del OQ-2. Éste último, fue comprado por el Ejército Naval de los Estados Unidos, aunque fue designado bajo el nombre TD-1 (Target Drone Denny 1). Se construyeron cientos de ellos, en las fábricas de Radioplane en el área de Los Ángeles.

Su planta motriz era un motor bi-cilíndrico de dos tiempos. La potencia máxima que podía desarrollar era de 6 Caballos de Vapor.

El sistema de Control Remoto (RC), era suministrado por la empresa Bendix. Su despegue era mediante un raíl y catapulta, y su aterrizaje, era de ruedas en el caso del OQ-2, mientras que en el resto de versiones se utilizaba un paracaídas para amortiguar el impacto.

Considerado como el padre de los aviones no tripulados fabricados masivamente, es considerado el inicio del aeromodelismo.

Una vez más, dicha aeronave era principalmente utilizada para realizar entrenamiento de los artilleros con munición real.

Como curiosidad, la famosa Marilyn Monroe, previamente llamada Norma Jeane, se hizo famosa gracias a esta aeronave, ya que un fotógrafo se fijó en ella en una visita a la fábrica, mientras ella trabajaba en la línea de montaje, y tras ver su potencial le ofreció un trabajo y le ayudó a darse a conocer como modelo.



Figura 30: Marilyn Monroe en la línea de ensamblaje del OQ-2. Fuente: vietvao.vn.

Segunda Guerra Mundial

2.3.1.7 *Revenge Weapon-1 (V-1)*

El V1 era un misil guiado producido por Fieseler, que fue utilizado durante la Segunda Guerra Mundial, y que es el padre o precursor de los misiles de crucero conocidos a día de hoy.

Fue desarrollado por la Luftwaffe alemana, y su primer vuelo se llevó a cabo en Junio del año 1944.

Se utilizó para bombardear conocidas ciudades como Londres y Amberes.

Su despegue se realizaba mediante plataformas, que tienen un cierto parecido a las utilizadas para los saltos de esquí, las cuales se situaban estratégicamente en las costas francesas y de los Países Bajos, ya que eran los puntos más cercanos a las líneas del bloque aliado hasta que éste reconquistó esos territorios. Dichas plataformas eran necesarias debido al bajo empuje que el reactor que utilizaba, el cual daba una frecuencia de 50 pulsos por minuto, no era suficiente como para alcanzar la velocidad mínima de pérdida, que rondaba los 320 Km/h, por lo que tenía que ser ayudada por lanzadera.

También se aplicaron algunas modificaciones a bombarderos que permitían el lanzamiento de las V1 desde el aire.

Su sonido característico hizo que se bautizara vulgarmente con el nombre de "Bomba Zumbadora".

En cuanto al control de la V1, utilizaba un piloto automático que le ayudaba a regular su altitud y velocidad. Incorporaba un sistema de péndulo con peso, que le ayudaba mediante un contador de ángulo de inclinación, conocer la posición de la V1 en el aire (respecto a cabeceo y alabeo).

Un cronómetro en retroceso, que se controlaba mediante un anemómetro en el morro de la aeronave, le permitía determinar con precisión suficiente cuándo e había alcanzado el área del objetivo. Dicho cronómetro se prefijaba antes de despegar hasta un valor aproximado en el cual la aeronave sobrevolaría el objetivo cuando llegara a cero.

Un sistema muy simple, hacía que una corriente de aire moviera el pequeño ventilador del anemómetro, el cual cada 30 rotaciones le restaba un número al contador. Dicho contador iniciaba el proceso de armado de la bomba al pasar los 60 Km de vuelo. Una vez el contador llegaba a cero, se activaba un solenoide unido a una pequeña guillotina que cortaba la manguera de aire del servo, la cual desviaba toda la fuerza hacia el timón de profundidad, llevándolo hasta su extremo inferior, catapultando la bomba en picado contra el objetivo.

Como consecuencia de la caída tan veloz, el flujo de combustible al reactor se paraba. Dicho silencio, era inmediatamente reconocido por la gente que era bombardeada, ya que sabían que el silencio del reactor significaba que faltaban escasos segundos para que el misil explotara.

El problema del flujo de combustible se solucionó mediante una bomba que lo forzaba hacia el reactor, y consiguieron que las bombas cayeran hasta el objetivo a la máxima velocidad posible.

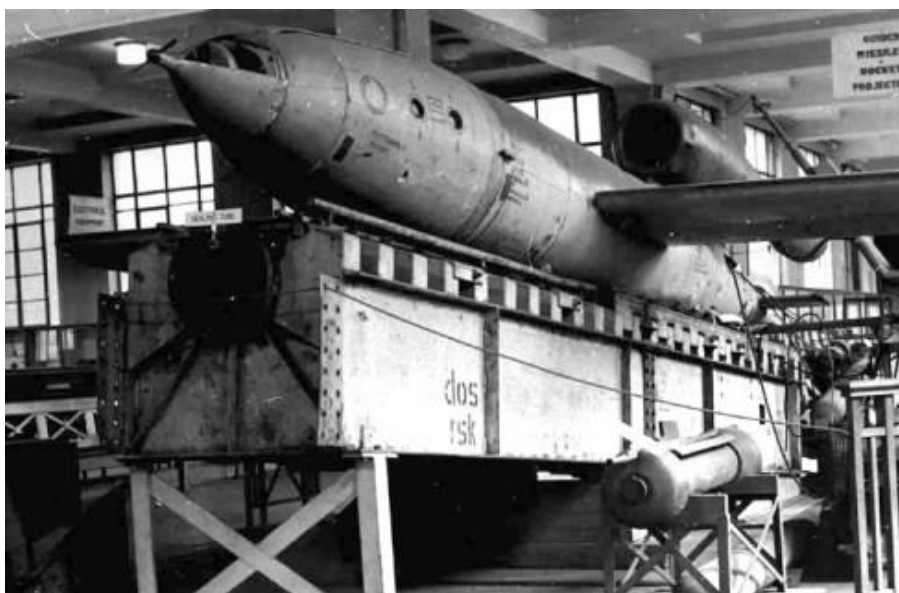


Figura 31: Misil guiado V1 en línea de montaje. Fuente: epsomandewellhistoryexplorer.org.uk.

2.3.1.8 Ryan firebee

El Ryan Firebee, fue un misil diseñado a principios del año 1951 por la Ryan Aeronautical Company, como un drone propulsado mediante un turborreactor durante la Guerra de Vietnam.

Con una envergadura de 3,93 metros, una masa máxima al despegue (MTOM) de 1134 Kg, y una Velocidad No a Exceder (VNE) de 1176 Km/h, el Ryan firebee era capaz de mantenerse en el aire durante 2 horas, y tenía un techo de vuelo algo superior a los 60000 ft.

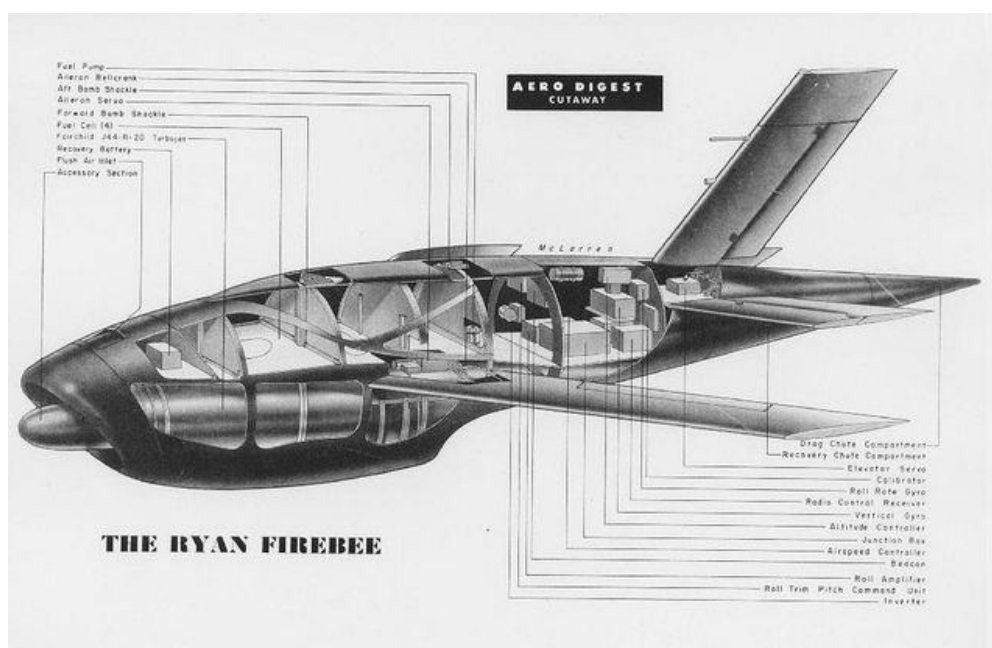


Figura 32: Ryan Firebee. Fuente: ElDrone.es

Dicho prototipo impulsa las nuevas actividades de vigilancia y reconocimiento, a pesar de que fue más comúnmente utilizado para transporte de explosivos.

El firebee fue la primera aeronave no tripulada estadounidense que se utilizó para el reconocimiento de territorio enemigo. La altura o techo de vuelo de la aeronave estaba limitada por el alcance de la estación de control terrestre, aunque podía aplicarse mediante el uso de un avión que sirviera como punto de control de esta aeronave.

Se realizaron varias versiones, algunas de las cuales permitían ser lanzadas desde el ala de otro avión, o incluso incorporaban explosivos en sus propias alas para ser lanzados sobre el territorio enemigo.

2.3.1.9 DASH (Drone Anti-Submarine Helicopter)

El DASH, se trata de un helicóptero no tripulado fabricado por los Estados Unidos entre los años 1959-1963. Su aptitud como helicóptero le daba la ventaja de poder realizar vuelos estacionarios, poseer 6 grados de libertad y lo más importante y como consecuencia de dichas características: poder despegar y aterrizar en superficies reducidas, lo cual lo hacía idóneo para

utilizarlo en barcos. Por primera vez se incorpora la capacidad de pre visualización y ataque, es decir, poseía la capacidad de realizar un vuelo de reconocimiento del enemigo, fijar unos objetivos, y atacar en un mismo vuelo.

Como su nombre indica, su finalidad principal era el ataque de submarinos, pudiendo cargar para conseguirlo, con torpedos y cargas nucleares en los casos en los que las armas de la embarcación no pudieran hacerlo por falta de alcance.

La primera versión fue el DSN-1/QH-50A. Dicha unidad se veía propulsada por un motor Porsche de pistones, y transportaba como arma un torpedo atómico Mark 43. La siguiente versión de dicho helicóptero, sería el DSN-2/QH-50B, también propulsado por un motor Porsche de pistones.

La producción en serie de dicha aeronave no se produciría hasta el lanzamiento del DSN-3/QH-50C, el cual daría paso a la incorporación de un motor turboeje Boeing de 255 CV, pudiendo de este modo transportar torpedos más pesados (Mark 44).

Se fabricaron un total de 378 unidades, algunas de las cuales siguen volando a día de hoy.

A éste último, como sistema de seguridad, se le incorporaron flotadores, los cuales se sumergían hasta una profundidad de aproximadamente el 75% en caso de amerizaje.

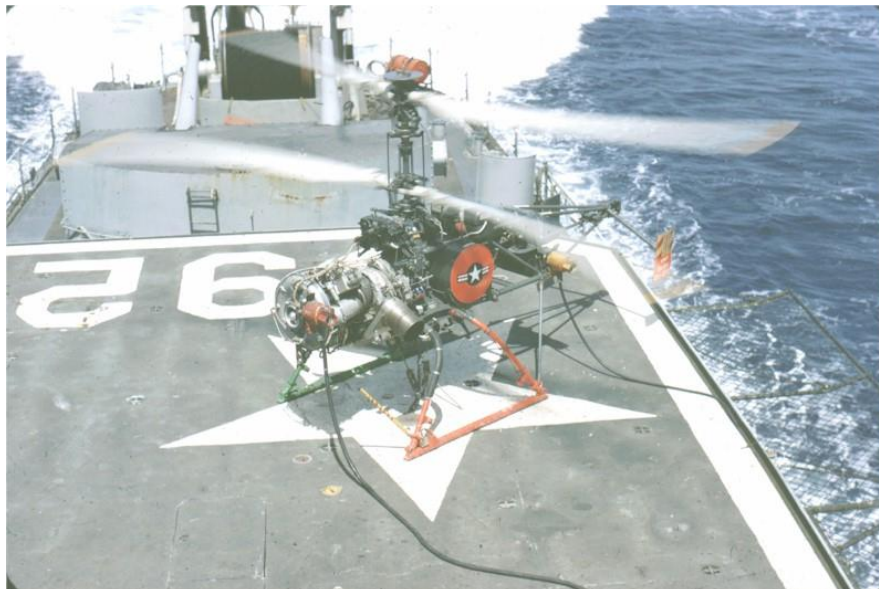


Figura 33: Helicóptero DSN-3/QH-50C despegando de un navío militar. Fuente:fredberry.org.

2.3.1.10 UAS HALE

Desarrollado en los años 70, el ejército de los Estados Unidos desarrolla el HALE. Dicha aeronave tiene una autonomía de hasta 20 horas, tanto de día como nocturnamente, en condiciones meteorológicas adversas.

Su techo de vuelo es de unos 60000 ft (16770m), y posee una capacidad de transporte de carga de hasta 680 Kg.

El éxito en su desarrollo ha logrado que a día de hoy, siga todavía utilizándose como drone espía por el ejército de los Estados Unidos.

Entre el equipamiento militar que estaba habilitado para llevar, se encuentra equipamiento de reconocimiento fotográfico para labores de espía, relé repetidor de comunicaciones para garantizar una buena cobertura tras la línea enemiga, así como itinerancia de señales, o transporte de armamento a un alcance de hasta 300km.



Figura 34: un UAS HALE siendo sometido a un chequeo prevuelo. Fuente: Defense Update.

2.3.1.11 WESTLAND WIP

Desarrollado y construido en el año 1976 en Yeovil, diseñado como un helicóptero de observación de control remoto, el "Wisp" estaba propulsado por un motor bicilíndrico de dos tiempos.

Dados los buenos resultados de esta aeronave, en el año 1976, se fabricó un segundo modelo de mayor tamaño, el cual estaba capacitado para volar de día y de noche, así como de incorporar un sistema repetidor que podía ser utilizado para transmitir señales de Televisión en directo a una estación de control remota.

Sin embargo, dada su baja capacidad de carga, no tenía una aplicación mayor que la transmisión de estas señales, por lo que en 1977 fue sustituido por el helicóptero de mayor tamaño "Wideye".

Este segundo modelo, tenía un diámetro de rotor de 2,3 metros, teniendo una capacidad de carga de hasta 125 Kg.

2.3.1.12 Canadair CL-89

A comienzos de los años 80, Canadá, junto con Inglaterra y Alemania produjo el Canadair CL-89.

Su objetivo principal era conseguir una visión del territorio enemigo en un rango de 70 Km en directo.

La propulsión de la aeronave se conseguía mediante combustible sólido, y el despegue de la aeronave se conseguía mediante una catapulta o plataforma de lanzamiento, la cual podía ser colocada en vehículos terrestres, de modo que fuera portátil.

El aterrizaje del mismo se realizaba mediante un sistema de paracaídas, y un airbag que amortiguaba el impacto con el suelo.

Entre la equipación que portaba para realizar las labores de reconocimiento, contaba con una cámara convencional con un potente teleobjetivo óptico, así como con una cámara de infrarrojos de barrido lineal. El uso de esta última le permitía poder realizar labores de reconocimiento en condiciones de baja visibilidad así como durante la noche.

Posteriormente sería modificado y sustituido por el Canadair CL-227.

Su pequeño tamaño le daba la capacidad para ser transportado fácilmente, lo cual era de gran utilidad para los equipos militares.



Figura 35: Canadair CL-89. Fuente: Flickr.

2.3.1.13 Canadair CL-227 Sentinel

El CL-227 se trata de un drone multirotor controlado remotamente que poseía la capacidad de despegar verticalmente y de realizar vuelo estacionario, diseñado por la compañía Canadair.

Poseía un “bulbo” inusual y característico que se ubicaba emplazado sobre su rotor. La sustentación se obtenía gracias a un sistema de rotor coaxial impulsado por un motor rotativo Wankel cuyos gases de escape se orientaban hacia arriba, de modo que no interfiriera con la cámara infrarroja.

El material de las palas y del tren de aterrizaje se fabricó materiales compuestos, los cuales fueron escogidos cuidadosamente para reducir su visibilidad en los radares de detección enemigos. El fuselaje estaba construido mayoritariamente por aluminio.

El primer vuelo del prototipo CL-227 se realizó en el año 1977, mientras que la "fase uno" del mismo lo hizo en agosto del 1978.

No sería hasta diciembre de 1981 cuando se iniciara la "fase dos" de construcción en masa de dicha aeronave.

En la década de los noventa se sustituiría por una nueva aeronave multirotor más moderna propulsada por un motor turboeje: el CL-327.



Figura 36: Canadair CL.227 Sentinel realizando un chequeo pre-vuelo. Fuente: fas.org.

2.3.1.14 General Atomics GNAT

Con una envergadura de 12,78 metros, el GNAT se trata de un UAV desarrollado por los estados unidos en la década de los ochenta, construido por General Atomics Aeronautical Systems Inc. cuyo primer vuelo se realizó en el año 1989.

La aeronave es de tipo ala fija, con ésta situada en la parte inferior del fuselaje (ala baja).

Como ventaja principal respecto a su antecesor (El Amber), destaca su reducción de peso a pesar de tener un tamaño notablemente superior, lo cual le daba la capacidad para transportar una carga superior.

La motorización de la aeronave es un motor de piston Rotax 912 de 4 tiempos que desarrollaba una potencia máxima de 86 Cv.

El área que es capaz de cubrir es de 2000 km de radio, teniendo una autonomía de 12 horas una vez situado a esta distancia, antes de retornar al punto de despegue.

Cabe destacar que sus primeros vuelos fueron desafiantes, incluso llegando a estrellarse en alguno de ellos. Una fuerte ráfaga de viento en cola falseó las medidas del tubo de pitot, haciendo creer al sistema informático que la velocidad indicada fuera de 0 KNOT (Nudos) derivando en una parada del sistema propulsor al interpretar que estaba en tierra y provocando una entrada en pérdida de la aeronave que la precipitó hasta estrellarse.

La importancia de dicha aeronave es debida a que se considera el precursor de los drones de media altitud/gran autonomía (Medium Altitude Long Endurance; MALE) y elevada altitud/gran autonomía (High Altitude Long Endurance; HALE), siendo "el padre" de la generación moderna de drones, entre los que se incluye el GNAT 750-45, más conocido como "Predator" o el HALE Global Hawk.

Su actividad principal se realizó sobre Bosnia y Croacia.



Imagen 37: GNAT General Atomics en una Taxi way de una base aérea militar. Fuente: designations-systems.net

2.3.2 DÉCADA DE LOS 90

La década de los noventa, trajo con ella, tras las primeras aplicaciones después de los primeros globos aerostáticos utilizados en el lustro de 1800 una revolución de los drones incorporada al mundo civil.

Sus aplicaciones en fotografía, fotogrametría, y especialmente en el mundo de la agricultura en países como Japón se empezó a desarrollar, aunque sin embargo su "Boom" no llegaría hasta avanzado el siglo 21.

2.3.2.1 Yamaha R50 y R max

El Yamaha R50, es un helicóptero radiocontrolado con capacidad para Vertical Take-Off and Landing (VTOL), es decir, capacidad para despegue y aterrizaje vertical.

Se desarrolló y construyó en Japón, así como su hermano mayor, el R Max a lo largo de los años 90.

Su aplicación principal fue y sigue siendo a día de hoy el transporte y aplicación de materiales fertilizantes en las plantaciones agrícolas, especialmente arrozales.

El fuselaje del R50, se ve elevado mediante un sistema bipala totalmente articulado, y propulsado por un motor de gasolina de 2 tiempos refrigerado por agua. Su diámetro de rotor principal es de 3,63 metros, con un peso en vacío de 64 Kg y una MTOM (Maxim Take-Off Weight) de 94 Kg, lo que le da una capacidad de carga de entre 28 y 31 Kg de fertilizante.

El R Max se diseñó con la misma finalidad, pero poseyendo la opción de ser fácilmente adaptado a otras actividades, como reconocimiento de territorios, actuación en caso de emergencias, o desarrollo de nuevos sistemas embarcados.

Su nacimiento se debió a la necesidad de una aeronave capaz de fumigar los arrozales Japoneses, ya que históricamente esta actividad se había realizado mediante el uso de aeronaves de ala fija tripuladas, pero debido al pequeño tamaño de los campos Japoneses, su eficiencia era baja. También se probó como alternativa los helicópteros tripulados, pero una vez más resultó ser un fracaso, debido a que al tener que volar a tan baja velocidad su precio de operación se disparaba por los aires, siendo su eficiencia prácticamente nula.

El R Max supuso una revolución para la fumigación de pequeñas extensiones de terreno, ya que su aplicación podía ser mucho más precisa en pequeñas parcelas, y a velocidades muy inferiores reduciendo los costes operativos a prácticamente nulos en comparación con las aeronaves tripuladas.

Debido a las regulaciones del espacio aéreo Japonesas, inicialmente su vuelo era ilegal, pero tras ver el gran potencial que tenía para la fumigación aérea, se modificó dicha legislación para que pudiera operar. Lo mismo ocurrió en los Estados Unidos, aunque sin embargo, esta regulación no se llevó a cabo hasta 2015.



Figura 38: Helicóptero R-Max aplicando fertilizante mediante un sistema de dos pulverizadores. Fuente: Dronelife.com

2.3.3 Siglo XXI

A partir del año 2000, gracias a la revolución en la tecnología informática, se han podido incorporar numerosos sistemas electrónicos tanto embarcados para determinadas aplicaciones, como para el control de aeronaves que han marcado un antes y un después en el uso de esta tecnología, y que como consecuencia, han provocado una caída en el precio de ellas, lo cual ha desembocado en una construcción masiva de drones de todos los tamaños que casi cualquier bolsillo puede permitirse.

En el uso militar es donde más se apreció al principio del siglo la aplicación de dichas tecnologías en aeronaves como el General Atomics Predator, el Northrop Global Hawk o el San Eagle de Boeing.

2.3.3.1 *General Atomics Predator*

Se trata de una aeronave no tripulada tipo ala fija, MALE (Medium Altitude Long Endurance) desarrollada por la Fuerza Aérea de los Estados Unidos con capacidad para realizar labores de reconocimiento, pero también para transportar armamento que puede ser utilizado para atacar si lo fuera preciso, como los misiles AGM-114 Hellfire.

Su capacidad de aplicación se vio reflejada en misiones de reconocimiento y ataque en conflictos como Bosnia, Serbia o Afganistán, Yemen e Iraq.

Con su sistema de armas completo, se necesitan para su manipulación un total de 4 vehículos aéreos, así como un sistema de control terrestre con conexión vía satélite y un total de 55 personas operándolo simultáneamente.

Su planta propulsora se trata de un motor tipo Boxer con cuatro cilindros de 4 tiempos refrigerados por agua. Proporciona una potencia de 100 CV a 5500 rpm, con una potencia máxima de 115 CV a 5800 RPM.

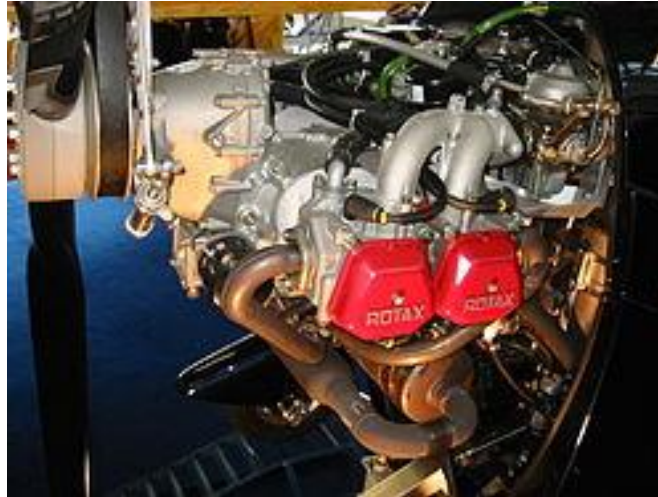


Figura 39: Motor Boxer Rotax de una aeronave predator. Fuente: Zlinaereo.com

Como innovación tecnológica, presenta múltiples sistemas embarcados que usan las nuevas tecnologías para mejorar las características, eficiencia y seguridad de la aeronave. Posee dos sistemas diferentes de radiofrecuencia: Uno de Banda Media, denominado como "C" y otro mediante Banda "Ku" que se apoya en el uso de satélites para su utilización.

Mientras que ambos sistemas tienen la finalidad de identificar aeronaves que circulen en sus alrededores, el primero de ellos se utiliza en situaciones en las que dichas aeronaves se encuentran a distancias pequeñas y no hay obstáculos intermedios, ya que la transmisión es directa entre sendas.

El segundo de ellos se utiliza en situaciones en las que la distancia al puesto de control es mayor, utilizando Satélites como repetidores de señal.

Otros de los sistemas novedosos del Predator son:

Sistema APX-100 que le permite identificar aeronaves, diferenciándolas entre "amigas" o "enemigas", siendo uno de los sistemas de éste tipo más pequeños del mercado.

Sistema inercial de navegación (INS)/GPS que le permite volar con el sistema "C", el "Ku" o ambos simultáneamente, utilizando las ventajas de cada uno de ellos y comparándolas para obtener una mejor recepción.

El **AGM-114** se trata de un sistema de control del misil AGM-114 Hellfire. Dicho misil tiene una capacidad de ataque aire-suelo guiado mediante láser. Dependiendo de la versión del misil, tiene un alcance de entre 7 y 8 km desde la aeronave hasta el objetivo.

El **Sensor electro óptico / infrarojo AN/AAS-52** se trata de un sistema multifunción que incorpora un alto alcance de detección de blancos mediante infrarojos, así como la redefinición de los mismos en tiempo real.

El sistema operativo (SO) de la aeronave fue inicialmente basada en Windows XP, sin embargo, tras unos ataques informáticos que cargaron de virus dichos sistemas operativos inutilizando por completo las aeronaves, se modificó para incorporar el actual SO basado en Linux.



Figura 40: General Atomics Predator durante una misión de reconocimiento y ataque. Fuente: grani.lv.

2.3.3.2 Scan Eagle de Boeing

Se trata de una aeronave no tripulada de tipo ala fija cuya peculiaridad radica en su reducido tamaño. A pesar de que inicialmente se apostó por aeronaves de gran tamaño para mejorar su capacidad de carga y autonomía, el Scan Eagle tenía un reducido tamaño, lo cual potenció su uso no solo en el ámbito militar en labores de reconocimiento, sino también su expansión al ámbito civil.



Figura 41: Scan Eagle preparándose en catapulta de lanzamiento. Fuente: Aviationweek.com.

Gracias a su gran autonomía de más de 20 horas, con una velocidad máxima (VNE) de 150 Km/h, un crucero a 89 Km/h, 20 Kg de peso y una envergadura de 3 metros, se pensó en su

posibilidad de implantar su uso en barcos pesqueros. Para ello se le incorporó una cámara estabilizada electro óptica así como un sensor de infrarrojos que le capacitaron para la detección de bancos de atún.

Su lanzamiento se realiza desde una catapulta que le permite despegar en una superficie muy reducida, mientras que su recuperación, gracias al sistema GPS que porta, se realiza mediante un sistema denominado como "Skyhook", que se basa gancho que se ubica en la parte superior del mástil de la embarcación, el cual recoge la aeronave en vuelo y la frena hasta dejarla colgando del mismo. Para reducir el impacto de la tensión del cable tanto sobre la aeronave como sobre la embarcación, dicho gancho se coloca en una goma elástica que reduce el esfuerzo.

Sin embargo, debido a su coste de 3 millones de euros, la aplicación en barcos atuneros no ha tenido un "buen calado", siguiendo utilizándose para ello mayoritariamente helicópteros tripulados alrededor de todo el globo.



Figura 42: Scan Eagle siendo recogido tras su aterrizaje en una embarcación. Fuente: One Magazine.

2.4 ACTUALIDAD TECNOLÓGICA

En la actualidad, el bajo coste de los drones, especialmente de tipo multirotor, han desembocado en su construcción, venta y compra masiva por parte de la población civil. Sus aplicaciones son ilimitadas, y a día de hoy, es una tecnología en expansión que día a día nos sorprende con nuevas aplicaciones de todo tipo.

Un aumento en el número de ventas de estas aeronaves, que pueden encontrarse en muchas "tiendas comunes" o en centros comerciales, han desembocado en una necesidad de regulación del uso de dichas aeronaves prácticamente todos los países alrededor del globo.

2.4.1 Aplicaciones

2.4.1.1 Aplicaciones civiles

A pesar que las aplicaciones de los drones en el ámbito civil no se han explotado hasta prácticamente la última década, su versatilidad, precio cada vez más económico. mayor

autonomía de las baterías así como el desarrollo de los sistemas electrónicos y automatismos han hecho y están haciendo que cada día se utilicen para nuevas finalidades.

2.4.1.1.1 Filmaciones aéreas

Sin duda alguna, la aplicación más veterana y la que a día de hoy todavía más explotada es la de la filmación aérea. Los drones son capaces de portar cámaras de todo tipo, desde compactas cámaras de acción, como las GoPro, que pueden ser elevadas por drones de pequeño tamaño, hasta cámaras más pesadas y profesionales utilizadas para trabajos de mayor calidad, como la publicidad o el cine. Su capacidad para volar a bajas alturas a altas velocidades y con buena maniobrabilidad han abierto un nuevo modo de realizar las grabaciones, ya que filmaciones para las que antes de utilizar los drones requerían de un caro, pesado y voluminoso equipo, como una grúa para mover una cámara, ahora puede hacerse con un drone que es mucho más polivalente y sencillo de manejar.



Figura 43: Drone DJI S1000 con cámara Blackmagic realizando un trabajo de publicidad aérea en el Pirineo Aragonés. Fuente: Elaboración Propia.

se realizan filmaciones aéreas con fines ociosos, por parte de propietarios que no tratan de obtener un beneficio económico por la filmación, o de cualquier tipo de grabación que podamos imaginar que tenga capacidad de visualizar objetos o situaciones de interés, como revisión de tendidos eléctricos, de aerogeneradores, búsqueda de personas desaparecidas, seguimiento de obras etc.

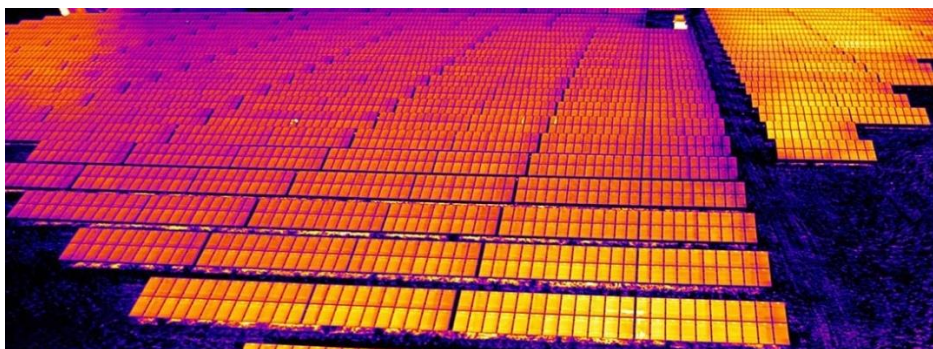


Figura 44: Imagen de un campo de placas fotovoltaicas tomadas por un drone mediante una cámara térmica para comprobar su estado. Fuente: Apliter.com.

2.4.1.1.2 Topografía y Fotogrametría

El mundo de la Topografía podría decirse que se ha visto sometido a una revolución gracias a la utilización de los drones. Con ellos es posible mediante el procesado de imágenes (fotografías), las cuales son georeferenciadas con una precisión de hasta 1 cm, crear una "nube" o "nube" de imágenes desde diferentes ángulos del objeto o área de interés que posteriormente son procesadas mediante programas específicos para obtención de modelos 3D y Ortomosaicos.

Se pueden utilizar elementos de apoyo en tierra como GNSS topográfico para mejorar aún más esta resolución si fuera necesario, combinándolo con los datos tomados por el drone.

Por otro lado, utilizando programas SIG (Sistemas de Información Geográfica) se pueden tratar los resultados obtenidos para medir datos de interés, como distancias, volúmenes, coordenadas, áreas o crear curvas de nivel.



Figura 45: Mapa 3D creado a partir de nube de imágenes georeferenciadas tomadas por un drone. Fuente: Brantax.

2.4.1.2 Agricultura y ganadería

Al igual que en la topografía, su capacidad para georeferenciar la posición de la aeronave conjuntamente con la toma de imágenes de cualquier tipo, unido con el desarrollo de la

“Agricultura de precisión” han desembocado en la implicación de los drones en el sector primario.

- **AGRICULTURA DE PRECISIÓN**

A la hora de obtener una rentabilidad de los cultivos, es vital aplicar los tratamientos adecuados en el momento adecuado y en la cantidad adecuada. Una aplicación en exceso de fertilizantes o nitratos, por ejemplo, puede causar una reducción del rendimiento de la cosecha, o desembocar en el desarrollo de una inmunidad de las plantas que absorben los nutrientes de las variedades sembradas.

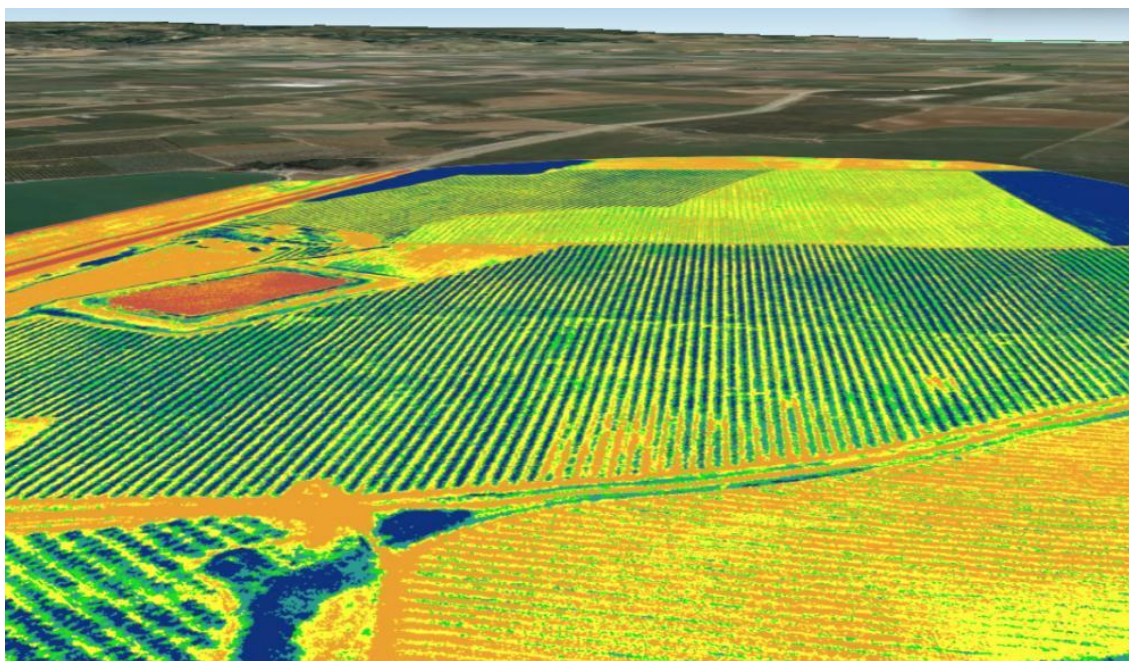


Figura 46: Mapa NVDI (Índice de Vegetación Diferencial Normalizado) de una parcela estudiada. Fuente: AgropPROD.

Para evitarlo y gracias a la incorporación de las tecnologías de guiado GPS de los nuevos tractores, se toman imágenes periódicas mediante drones de los campos a analizar. Las imágenes, que pueden ser tomadas por “cámaras convencionales” o por cámaras de infrarrojos, dependiendo del tipo de planta y parámetros a analizar, son procesadas mediante programas especiales para realizar la toma de decisiones más adecuada, detectando las malas hierbas, rendimientos estimados de la cosecha hasta 3 meses antes de ésta, estrés hídrico o niveles de clorofila de las plantas, estado de cada hoja o potencial y calidad de los frutos.

Estos procesos pueden programarse para ser realizados mensualmente, semanalmente, diariamente o incluso por horas. Toda esta información, tras ser procesada, puede ser cargada en el ordenador de los tractores, de modo que si se ha detectado la falta de una determinada cantidad de fertilizante en un punto específico de una parcela, sea suministrada automáticamente por la boquilla de la sulfatadora que pase por encima de estos puntos en las cantidades adecuadas, aplicando con una precisión de centímetros cuadrados la dosis adecuada a cada punto según su necesidad y estado.

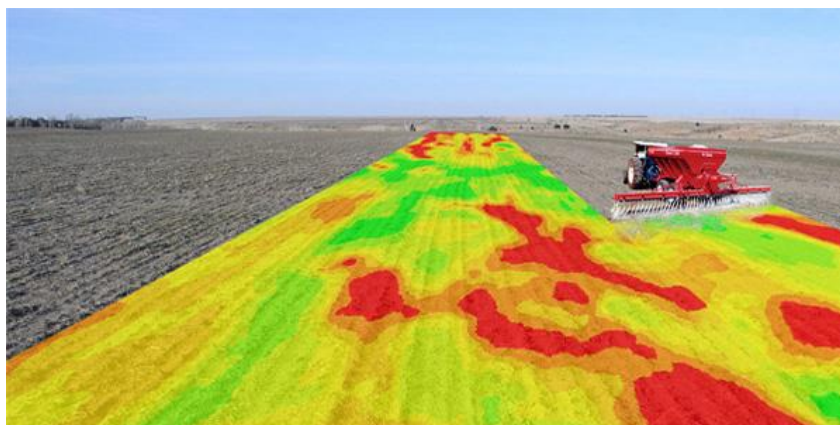


Figura 47: Grado de humedad de la tierra en un campo durante el proceso de siembra simulado con un mapa NVDI. Fuente: Agricultrrs.com

Gracias a ello, los costes de dichos tratamientos, los cuales pueden significar la diferencia entre un balance positivo o negativo al final de la cosecha, multiplicándose el efecto de dichos valores para grandes explotaciones, se ven notablemente reducidos.

- **FUMIGACIÓN AÉREA**

La fumigación aérea es probablemente una de las primeras aplicaciones que se le dieron a los drones civiles. Desarrollada inicialmente para fumigar los arrozales japoneses como solución alternativa a la fumigación aérea con aeronaves tripuladas debido a su alto coste y baja precisión en las pequeñas parcelas japonesas, se desarrolló un sistema que permitía aplicar con drones los fertilizantes de una manera mucho más precisa.



Figura 48: Drone tipo helicóptero realizando un trabajo de fumigación aérea. Fuente: AerdiA.

A pesar de que a día de hoy su utilización se limita prácticamente a pequeñas superficies en las que por condiciones de estado del suelo, o debido a la avanzada fase de crecimiento de la cosecha su aplicación terrestre sería muy dañina, es posible ver drones tanto de tipo multirrotor como helicópteros aplicando fertilizantes.

Su baja capacidad de carga hace que los fertilizantes a utilizar deban ser de alta concentración, los cuales son más caros, y cualquier tipo de deriva debido al viento hace que su coste sea alto para el agricultor (motivo por el cual se sigue optando mayoritariamente por la fumigación aérea con aeronaves tripuladas).

- **GANADERÍA**

A pesar de que hay muchos proyectos relativos a la aplicación de los drones a la ganadería, la realidad es que a día de hoy se han hecho realidad pocos de dichos proyectos debido a su alto coste.

Entre las aplicaciones más destacadas, está la vigilancia de ganado en alta montaña, evitando a los pastores tener que subir diariamente a ver la localización y estado del rebaño. Dicha vigilancia se ve suplementada mediante la localización por vía satélite de las cabezas del ganado.

En países como Australia, donde la ganadería en campo abierto es muy extensiva, se lleva realizando desde decenas de años atrás una actividad conocida como "Helicopter Mustering" (Reunión mediante helicóptero), la cual utiliza varios helicópteros tripulados como método de reunión del ganado dispersado para poder ser trasladado hasta los camiones de carga o las granjas cuando llega el momento de hacerlo.



Figura 49: Helicóptero tripulado Robinson 22 durante una operación de "reunión" del ganado. Fuente: helicentral.net.au.

Actualmente, se están realizando pruebas para la reunión de ganado en alta montaña (ovino principalmente) mediante el uso de drones utilizando la misma técnica que usan los helicópteros en Australia, reduciendo el tiempo de reunión del mismo, el agotamiento de los

ganaderos (reduce el esfuerzo físico de los mismos), así como el estrés y mordeduras que los perros pastores crean a las ovejas al sustituirlos por drones.



Figura 50: Prueba de pastoreo de ovejas con drone en el Pirineo Aragonés. Fuente: Elaboración propia.

2.4.1.2.1 Transporte

- **REPARTO DE PAQUETERÍA**

A pesar de que en la actualidad es más bien un proyecto de futuro, empresas de reparto mundialmente conocidas como AMAZON, están desarrollando un sistema de reparto de paquetería mediante drones, que según ellos será implementado en un futuro muy próximo.

A día de hoy, debido a las limitaciones de regulación del espacio aéreo y legislativas dichas aplicaciones no pueden ser llevadas a cabo. Sin embargo, existen pruebas que demuestran que esto es posible, como la prueba de transporte de un paquete por parte de la empresa DHL a la isla alemana de Juist, en un trayecto de unos 12 kilómetros.



Figura 51: Prototipo drone Paketkopter de DHL. Fuente: Engadget.

Entre los beneficios principales de dicho tipo de reparto con drones, cabe destacar el reducido tiempo de entrega, gracias a evitar los atascos o los semáforos en las grandes ciudades, donde debido a sus relativamente bajas distancias entre diferentes puntos, tendría una mayor aplicación.

- **TRANSPORTE DE MATERIALES Y SUSTANCIAS ILEGALES**

Desgraciadamente, la expansión y relativamente bajo coste de los drones, los han hecho accesibles para cualquier bolsillo. Su bajo riesgo de detección a simple vista y por los radares, hacen que cada vez sean más utilizados tanto por bandas terroristas como para el transporte de mercancías ilegales a través de las fronteras.

Las bandas terroristas utilizan “drones bomba” o suicida, los cuales suelen tratarse del DJI Phantom, uno de los más vendidos mundialmente, a los cuales se les pegan bombas que manejan hasta su objetivo, contra el que estrellan y hacen explotar posteriormente. Al percatarse de dichas azañas, la empresa DJI ha limitado el vuelo de sus aeronaves en determinadas regiones donde las bandas terroristas utilizaban sus drones como armas, haciendo que sus controladoras no les permitan despegar, gracias a su control de situación mediante GPS en estas zonas. Sin embargo, su amenaza se teme a nivel mundial, y se prevé que se utilicen como modo de ataque en países occidentales en un futuro próximo.



Figura 52: Terroristas del ISIS en una clase sobre manejo de drones, así como de colocación de artefactos explosivos en los mismos. Fuente: elconfidencial.com.

Bandas narcotraficantes utilizan drones también para conseguir burlar los controles de seguridad, sin poner en peligro su identidad durante el transporte. En los últimos años, la cantidad de drones utilizados para pasar drogas entre las fronteras de México y Estados Unidos se ha incrementado mucho.



Figura 53: Drone DJI S900 tras sufrir un accidente transportando drogas cerca de la frontera entre Estados Unidos con México. Fuente: theverge.com.

- **MANIPULACIÓN DE MATERIALES NOCIVOS**

Debido a que su utilización evita poner en riesgo a personas, con ellos es posible la manipulación, limpieza y estudio de materiales nocivos para nuestra salud.

En Japón, concretamente en la central de Fukushima, se utilizaron los drones para obtener una buena visión de la situación del interior del reactor nuclear para de este modo poder realizar un plan de limpieza y prevención de futuras fugas.

La utilización en éste caso fue vital, ya que con los drones se pudo acceder a zonas a las que ningún ser humano podía tolerar debido al alto índice de radiación presente.

2.4.1.2.2 Seguridad nacional

- **CONTROL DEL TRÁFICO**

A pesar de que existen diversos proyectos para implantar el uso de los drones como método de vigilancia y captación de infractores en las carreteras ayudando a los agentes de tráfico a mejorar su efectividad, a día de hoy en España es solo un proyecto de futuro. La DGT (Dirección General de Tráfico) prevé su incorporación sucesiva como prueba de efectividad de los aparatos en el ámbito nacional a lo largo de este año 2018.

Una realidad bien distinta se da en el país vecino, donde los franceses ya llevaban realizando pruebas de vigilancia mediante drones desde el año 2015. Sin embargo, debido a que era un periodo de prueba, las primeras multas por infracciones captadas por drones no se llevaron a cabo hasta noviembre de 2017.

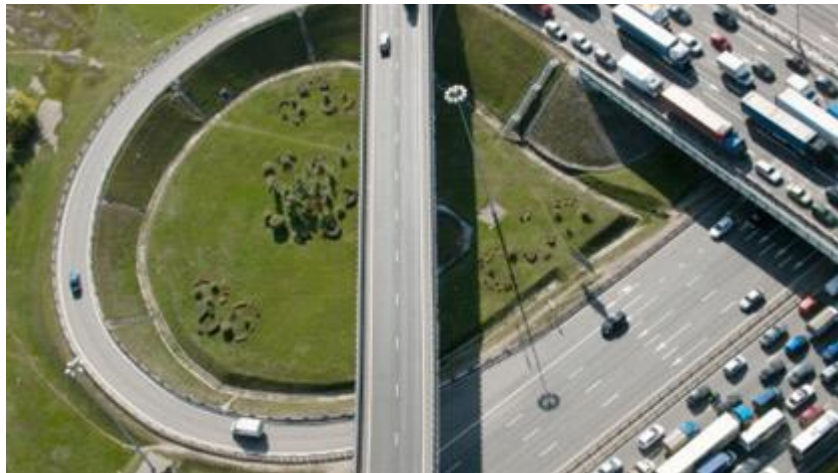


Figura 54: Imagen captada con un drone vigilando el estado del tráfico. Fuente: Informedinfraestructure.

En la actualidad, los drones no son capaces de medir la velocidad de los coches, ya que no incorporan radares como sí lo hace el helicóptero destinado a dicha actividad (Pegasus), pero sí lo son de vigilar el uso del teléfono móvil, del cinturón de seguridad, o infracciones de cualquier tipo en el uso de la vía pública, como adelantamientos en línea continua, respeto de las señales de tráfico etc...

Otros países como la policía británica, alemana o la estadounidense llevan utilizando estas aeronaves con las mismas finalidades desde hace varios años.

• SERVICIOS DE EMERGENCIAS

Su aplicación en el ámbito de las emergencias está siendo cada vez más explotada. Su capacidad para ser operados en lugares muy remotos donde es difícil acceder por tierra, así como su bajo coste operativo en comparación con otras aeronaves les da a los drones el empuje suficiente como para que su desarrollo en éste sector sea cada vez mayor.



Figura 55: Drone con flotadores para servicio socorrista en una playa. Fuente: Computerhoy.

La posibilidad de montar cámaras termográficas en dichas aeronaves, posibilita y facilita la detección de personas y animales a una gran distancia, en condiciones de visibilidad nula o muy baja, pudiendo encontrarlas en niebla densa, durante la noche, entre el humo o incluso entre la maleza natural (bosques). Dichas cámaras permiten conocer mediante una imagen la radiación calórica que emite un cuerpo o una superficie. Con éstos sistemas embarcados en un dron, se pueden barrer grandes superficies de terreno en tiempos muy reducidos.

Adicionalmente, se ha desarrollado la utilización y adaptación otros sistemas embarcados, como el sistema ARVA de búsqueda de personas desaparecidas bajo avalanchas de nieve, transporte de primeros auxilios a accidentes, de elementos salvavidas a bañistas que se están ahogando, etc.

- **LUCHA CONTRA INCENDIOS**

Las cámaras termográficas permiten a los bomberos y a los equipos de socorro comprobar si en el interior de edificios en llamas existe la presencia de animales o personas. Esto no solo posee la ventaja de poder conocerlo en un tiempo muy reducido sobre una superficie relativamente extensa, sino que evita arriesgar la vida de los bomberos innecesariamente para comprobarlo.

Adicionalmente, se puede ver el estado del fuego (temperatura y situación de las llamas), pudiendo evaluar la efectividad de las medidas que los bomberos están tomando en el momento para extinguir el incendio.



Figura 56: Cámara termográfica incorporada en un dron visualizando las labores de extinción de bomberos en un incendio de un edificio. Fuente: DJI

- **INCENDIOS FORESTALES**

En el ámbito forestal, los drones tienen la capacidad de realizar una supervisión constante durante las horas de alto riesgo de las zonas boscosas con alto riesgo de incendio, en aras de encontrar posibles puntos calientes que puedan dar inicio a un incendio forestal.

La aeronave es capaz de recorrer periódicamente una amplia área boscosa en poco tiempo en comparación con el tiempo que tardarían los equipos de tierra en realizar la misma tarea, y sin

poner en riesgo la vida de personas. Los drones pueden trabajar individualmente o de forma "colaborativa" (mediante técnicas de swarm intelligence) coordinando los retenes en caso de incendio, en la detección de los focos activos, y en el estudio aéreo de la evolución del fuego.



Figura 57: Previsión del avance del frente del fuego en un incendio forestal mediante una imagen captada por un drone. Fuente: ADTS Group.

Su implementación sin embargo, está muy restringida hasta la fecha más lejos de la prevención y detección, debido a que en los incendios forestales se utilizan aeronaves tripuladas, para las cuales debido a su baja visibilidad los drones son un peligro potencial en caso de impacto.

Su reducida capacidad de carga y autonomía hacen que no puedan utilizarse como vehículos "bombarberos" de agua, dejando una vez más esta función a los helicópteros y aviones tripulados.

2.4.1.2.3 Control de infraestructuras

Mediante el uso de cámaras convencionales y térmicas, es muy común el control de infraestructuras de gran extensión o de difícil acceso para el personal. Entre las actividades de este tipo más destacadas, se encuentran el control del estado del tendido eléctrico (pudiendo revisar las pérdidas térmicas de las uniones, el estado de oxidación de las superficies, condiciones de los tornillos de amarre), revisión de palas de aerogeneradores (desgaste, suciedad, golpes de aves), seguimiento de obras de gran tamaño (como obras en canales, autovías, carreteras, construcciones de líneas de gas) etc.

Si bien muchas de estas actividades siguen haciéndose con helicópteros debido a su rapidez, autonomía y alcance, (como la revisión de líneas en las que estas características son muy importantes), la implementación de los drones para revisiones de puntos puntuales, como una torre en concreto que ha sufrido algún tipo de daño, es ya una realidad en muchas empresas del sector.



Figura 58: DJI S1000 con sistema lanzallamas retirando un trozo de plástico enganchado en una torre de alta tensión. Fuente: Beem Tech Technology.

En china, se ha desarrollado un sistema lanzallamas, que se coloca en drones tipo multirotor para limpiar las líneas de alta tensión de objetos que puedan haberse quedado enganchados a ellas, como aves muertas, papeles, plásticos etc...

2.4.1.2.4 Control fiscal

Países como Argentina, utilizan esta tecnología para sobrevolar terrenos, de modo que se pueda comprobar que su declaración a hacienda como terreno no edificable, es así realmente y no posee ninguna edificación.

En España se plantea su uso para corroborar que las dimensiones declaradas de los edificios y parcelas son así realmente en caso de dudas puntuales, debido a que la actualización de estas imágenes utilizando imágenes de los satélites es periódica y en muchas ocasiones excesivamente larga, mientras que con un drone puede visualizarse en un instante.

2.4.1.3 Ocio

Los drones se utilizan también con finalidades de ocio. De echo, muchos de los actuales pilotos de drones comenzaron a volar con ellos gracias a sus conocimientos y experiencia previa en con sus "aeronaves hermanas", los aviones y helicópteros de aeromodelismo.

Desde filmaciones con finalidades ociosas, sin obtener beneficio económico a cambio, hasta carreras de drones, las cuales están tomando cada día una mayor popularidad, realizando quedadas y competiciones a nivel regional, nacional e internacional, pasando por vuelos de larga distancia con visión en primera persona "Long Range FPV" con equipos que permiten recorrer distancias de hasta 30 km sobre montañas y valles visualizando en directo el vuelo del drone, la diversidad de actividades que estas aeronaves permiten para el entretenimiento es muy variada.

Por precios muy bajos es posible encontrar drones de diferentes categorías con cámaras de buena calidad y muy fáciles de maniobrar gracias a las ayudas de su electrónica por prácticamente cualquier persona.



Figura 59: Circuito para competiciones de drones fabricado en Dubai. Fuente: The Verge.

2.4.2 Aplicaciones militares

En el ámbito militar es donde como sabemos, los drones se han ido desarrollando en aras de mejorar sus capacidades y de evitar poner en riesgo a la tripulación que en caso de no existir los drones, pilotaría las aeronaves. Entre sus labores principales en el ámbito militar cabe destacar las misiones de reconocimiento y las de ataque aéreo.

2.4.2.1 RECONOCIMIENTO AÉREO

Existen diferentes tipos de drones de reconocimiento en función de la distancia, tiempo de vuelo y disponibilidad para desplegar los aparatos en cada situación.

Estos vehículos aéreos no tripulados puede volar a alturas superiores a los 30000 ft (10000 metros), lo cual los hace prácticamente invisibles para el personal terrestre enemigo, y hacerlo durante más de 24 horas ininterrumpidas.

También existen aeronaves de menor tamaño que con un peso de unos 2 kg, son capaces de volar a alturas de hasta 300 metros sobre el terreno, aunque con autonomías inferiores a una hora y alcances máximos de unos 10 kilómetros.

Como ventaja, pueden ser lanzados a mano o mediante un "sistema de catapulta" que puede ser plegado en un reducido espacio para su transporte.



Figura 60: Soldado estadounidense lanzando un Raven para una misión de reconocimiento. Fuente: Nalin.ru.

Un buen ejemplo de drones de menor envergadura es el de los "Raven" o "Cuervos" que son utilizados por el ejército español. En el año 2008, el ejército compró y puso en funcionamiento un total de 27 aeronaves Raven para poder asegurar y reforzar la seguridad de las tropas españolas presentes en el Líbano y Afganistán. Con un peso de 1 kilogramo, volando a una altura de entre 30 y 170 metros, tienen un rango de acción de 15 kilómetros.

Su control se consigue mediante una emisora radiocontrol muy similar a las utilizadas en el aeromodelismo y visualizando su posición mediante un equipo de cámaras FPV montados en la aeronave. Su vuelo puede ser manejado mediante un piloto en tierra, o dejar que vuelen de manera autónoma siguiendo una ruta previamente establecida mediante waypoints que la aeronave sigue.

Dichas aeronaves gracias a su fácil manejo, y sencillez pueden ser desplegadas rápidamente y lanzadas desde la mano de los soldados. A día de hoy se cuentan por cientos las vidas salvadas debido a las misiones de reconocimiento de dichas aeronaves.

2.4.2.2 Ataque

Los UAVS utilizados con fines de ataque, principalmente a tierra, se han ido incorporando sucesivamente a la industria armamentística de muchos países alrededor del globo, siendo sus tres principales poseedores EEUU, Rusia y China.

Las leyes de guerra internacionales, como por ejemplo, los Convenios de Ginebra, se encargan de regular y moderar la conducta de todos los participantes de una guerra.

En ellas, se imponen restricciones que limitan el número de lesiones y bajas causadas a personas civiles, mediante la identificación de los objetivos, asegurando una correcta distinción entre civiles y militares.

Los sistemas de armas autónomos poseen problemas en lo relativo a la identificación de los objetivos. El reconocimiento de si se trata de civiles o combatientes es complejo, y los diseños actuales de aeronaves todavía no poseen la tecnología suficiente como para distinguirlos. Por este motivo, la presencia de un controlador humano que autorice el ataque es siempre necesaria.

Dichos operadores deben ser militares y estar altamente capacitados, en especial psicológicamente para su trabajo. Es muy común que tras situaciones tensas en las que han muerto civiles o compañeros en el campo de batalla mientras ellos lo veían remotamente, se vean afectados por problemas psicológicos y estrés postraumático debido a la impotencia de no haber podido evitarlo sin ni siquiera haber corrido peligro su vida.

La mayoría de los UAVS utilizados con esta finalidad se trata de aeronaves de medio o largo alcance, que desde grandes alturas, lo cual impide que puedan ser vistos por el enemigo, son capaces de visualizar, fijar y atacar un objetivo mediante misiles guiados.

La autonomía de dichas aeronaves ronda hasta las 24 horas de vuelo, lo cual le da la ventaja respecto de las aeronaves tripuladas, de mantenerse orbitando una determinada posición durante un largo tiempo, sin la necesidad de tener a una persona en el aire. Además posee la ventaja de que la tripulación al mando puede cambiarse sin la necesidad de aterrizar la aeronave.

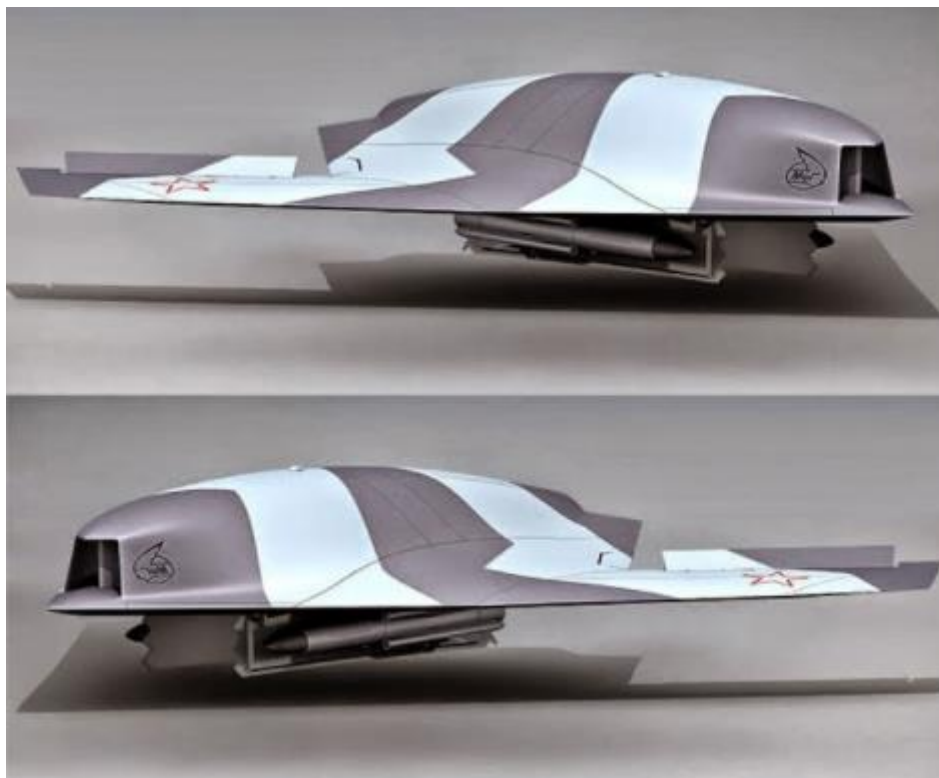


Figura 61: UAV de ataque ruso UCAV Mikoyan Skat. Fuente: <http://www.xdrones.es/drones-rusos/>

2.4.3 Perspectivas de futuro

A pesar de que a día de hoy el número de aplicaciones a las que se pueden destinar los drones es muy amplia y variada, existen algunas limitaciones, como son la autonomía de vuelo o las restricciones debidas al cumplimiento de la normativa legal, que no permiten explotar todo su potencial.

2.4.3.1 Transporte de paquetería urgente

Una de las aplicaciones más conocidas debido a que algunas empresas ya han realizado pruebas con drones con esta finalidad, es el reparto de paquetería urgente. Los drones podrán utilizarse para enviar paquetes de pequeño tamaño casi de manera instantánea mediante reparto a domicilio. Dicha solución reduciría el tiempo de reparto de horas o días a tan sólo unos minutos. La aplicación tendría un gran éxito especialmente en el reparto en ciudades, donde el espacio entre la zona de salida del paquete y el punto de entrega no es demasiado elevado, pero sin embargo, el tráfico demora las entregas considerablemente.

En este caso, la legislación actual es la limitante, a pesar de que a día de hoy se está regulando la misma de modo que bajo unas determinadas condiciones se pueda volar en zona urbana.

2.4.3.2 Revisión de tendidos eléctricos de manera autónoma.

Debido a la baja autonomía y reducido radio de control de los drones, la revisión de los tendidos eléctricos a día de hoy solo puede realizarse mediante helicópteros. Sin embargo, se han planteado soluciones, como podrían ser el guiado de las aeronaves mediante waypoints previamente establecidos. El drone, realizaría el recorrido completo de la línea eléctrica, tomando imágenes de la misma en busca de posibles aves, desgaste, arboles en contacto con la misma o puntos calientes donde se produzcan pérdidas. El problema de la autonomía se solucionaría mediante estaciones de recarga mediante inducción, las cuales se encontrarían en la parte superior de las torres.

De este modo, se solucionaría el problema de la autonomía, debido a que cada cierto número de torres, el drone podría aterrizar para recargar las baterías, y proseguir el vuelo una vez realizada esta fase. Adicionalmente, debido a que siempre realizaría la misma ruta previamente fijada sin necesidad de tener un piloto al mando, el problema de la radio queda al mismo tiempo solucionado.

2.4.3.3 Conteo y control de masificaciones de personas

En eventos multitudinarios como conciertos, manifestaciones, procesiones etc. Podrán utilizarse los drones para tomar imágenes aéreas que posteriormente mediante programas informáticos son capaces de dar una cifra exacta de las personas presentes.

Con ello, se conseguiría evitar el uso de helicópteros, los cuales tienen un coste muy elevado, y además generan una gran cantidad de ruido, lo cual es molesto durante tiempos prolongados para algunos vecinos de las ciudades.

2.4.3.4 Extinción de incendios

En lo relativo a la extinción de incendios, se han planteado varias ideas en las que el drone podría jugar un papel muy importante, no solo para facilitar tareas actualmente desarrolladas con otros aparatos más complejos, sino en poder realizar otras que a día de hoy no pueden hacerse.

Una de las posibles aplicaciones sería una plataforma con hélices, la cual con una estructura tipo multirotor, iría conectada mediante una manguera y cables a un camión cisterna que por un lado alimentaría a la aeronave de agua, y por otro le proporcionaría la energía necesaria

para mantener el vuelo durante un tiempo muy elevado (limitado por la capacidad de tiempo de funcionamiento que poseerá el generador de corriente que posea el camión).

Gracias a este sistema, se podrá alcanzar plantas elevadas de rascacielos para conseguir extinguir un incendio. Debido a la dificultad que este tipo de incendios representan para los bomberos, a día de hoy no se puede conseguir apagar incendios en plantas superiores a un octavo piso.

Otra aplicación podría ser la vigilancia y la coordinación de aeronaves bombarderas y de camiones de bomberos en la extinción de incendios forestales. A día de hoy, dicha actividad se realiza mediante helicópteros tripulados, debido a que la baja visibilidad de los drones supone un peligro elevado.

Se están probando equipos que funcionan de un modo similar a los avisadores anti colisión de las aeronaves comerciales, los cuales avisan ante la presencia de un drone cercano y de su posición en el panel de instrumentos de la aeronave. Esto podría suponer una solución segura para poder operar con ellos en las tareas de extinción de incendios junto con otras aeronaves.

2.4.3.5 Primeros auxilios

Los drones podrán reducir el tiempo de acción hasta la llegada de los servicios de urgencias para atender a heridos en un accidente, o que hayan sufrido un infarto en la calle, por ejemplo.

Los drones podrán portar elementos como desfibriladores, medicación, vendajes etc. Mediante pantallas integradas en la aeronave, podrán visualizarse las instrucciones de utilización de estos aparatos, para que la persona más cercana al herido sepa cómo utilizarlos.

Debido a la importancia de los primeros auxilios tras los primeros minutos al sufrir un paro cardíaco, por ejemplo, el uso de esta tecnología para reducirlo a tan solo unos pocos minutos podría salvar muchas vidas.

2.4.3.6 Aeronave antiterrorista

El desarrollo de la inteligencia artificial implantada a los drones puede significar una verdadera revolución para el control de las personas. Mediante dicha tecnología, se podrá utilizar el reconocimiento facial para la búsqueda de una determinada persona o grupos de personas mediante unas características previamente fijadas. Los drones utilizados para esta finalidad, serán de pequeño tamaño y podrán actualizar en forma de nube, es decir, volar simultáneamente coordinados para realizar una tarea de manera conjunta. Podrán utilizarse para localizar a terroristas entre grupos de personas elevados, o en localizaciones remotas.

Dichas aeronaves podrán ser lanzadas desde una caja, o desde una nave nodriza como un avión de carga, en nubes de centenas de dichas pequeñas aeronaves.

Se ha planteado la idea de portar una pequeña carga explosiva que se active mediante un detonador presente en la parte superior del drone. Dicha carga explosiva sería suficiente para penetrar un cráneo humano y causar la muerte. El drone sería de un solo uso, ya que con la

explosión se destruye, pero podría ser un modo muy eficaz de terminar con la vida de terroristas sin poner en peligro la vida de terceras personas.

2.4.3.7 Repetidores de señal

Empresas como Facebook están investigando el desarrollo de una aeronave no tripulada propulsada mediante energía solar, que pueda permanecer en el cielo durante muy largos periodos de tiempo, con la única necesidad de aterrizar para labores de mantenimiento. Gracias a dichas aeronaves, será posible hacer llegar internet a lugares remotos mediante aparatos repetidores integrados en el mismo. El tamaño de la aeronave tendrá un tamaño ligeramente inferior al de un Boeing 737, pero con un peso inferior al de un vehículo automóvil.

2.4.3.8 Aportación de datos adicionales para automóviles

Marcas de fabricación de automóviles como la francesa Renault, han planteado la idea de que los vehículos automóviles porten drones que puedan ser desplegados desde el coche para ver el alcance de una retención, o incluso avisar al conductor de la seguridad para realizar un adelantamiento a otro vehículo en una curva o tramo de carretera de baja visibilidad.

Sin embargo, la dificultad debida a la velocidad a la que se mueve el vehículo para el despegue y el aterrizaje de la aeronave, así como la presencia de obstáculos como árboles, líneas de alta tensión, túneles, puentes o incluso otros drones de otros coches o aeronaves volando en el entorno, hacen que dicha idea sea de muy difícil aplicación, al menos en corto-medio plazo.

2.4.3.9 Peligros

A pesar de que casi todo son pros mirando a las perspectivas de futuro de los drones, también hay grandes posibles desventajas. Muchas de ellas, como la ausencia de privacidad o accidentes causantes de daños personales y materiales.

Adicionalmente, problemas como el uso con fines terroristas, es un problema que ya a día de hoy se ha visto reflejado en países occidentales por bandas terroristas como el DAES, lo cual podría tener un potencial mucho más peligroso, si consiguen desarrollar armas como las nubes de drones.

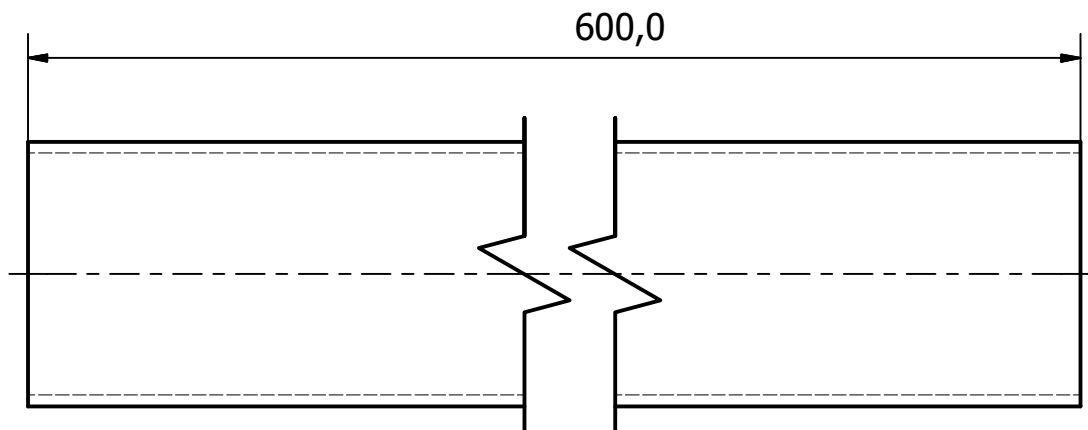
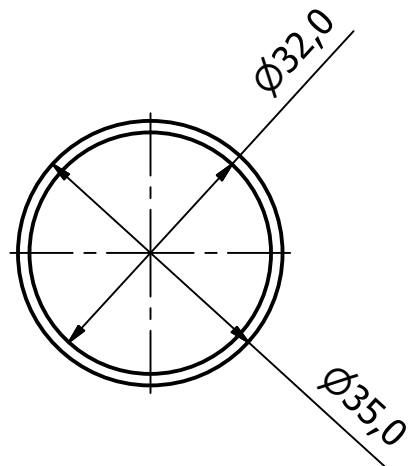
3 ANEXOS

3.1 ANEXO 1. PLANOS

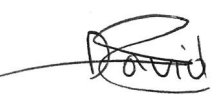

A lo largo de las siguientes páginas se presentarán los planos relativos a las dimensiones, material, tolerancias y cotas de cada uno de los componentes de la aeronave. Se han utilizado un total de 23 planos para describir cada uno de los componentes diseñados, no presentándose en ellos los componentes que se incorporarán a la aeronave directamente del mercado. Para encontrar información relativa a dichos componentes, consultar la marca y modelo en la página web de los fabricantes.

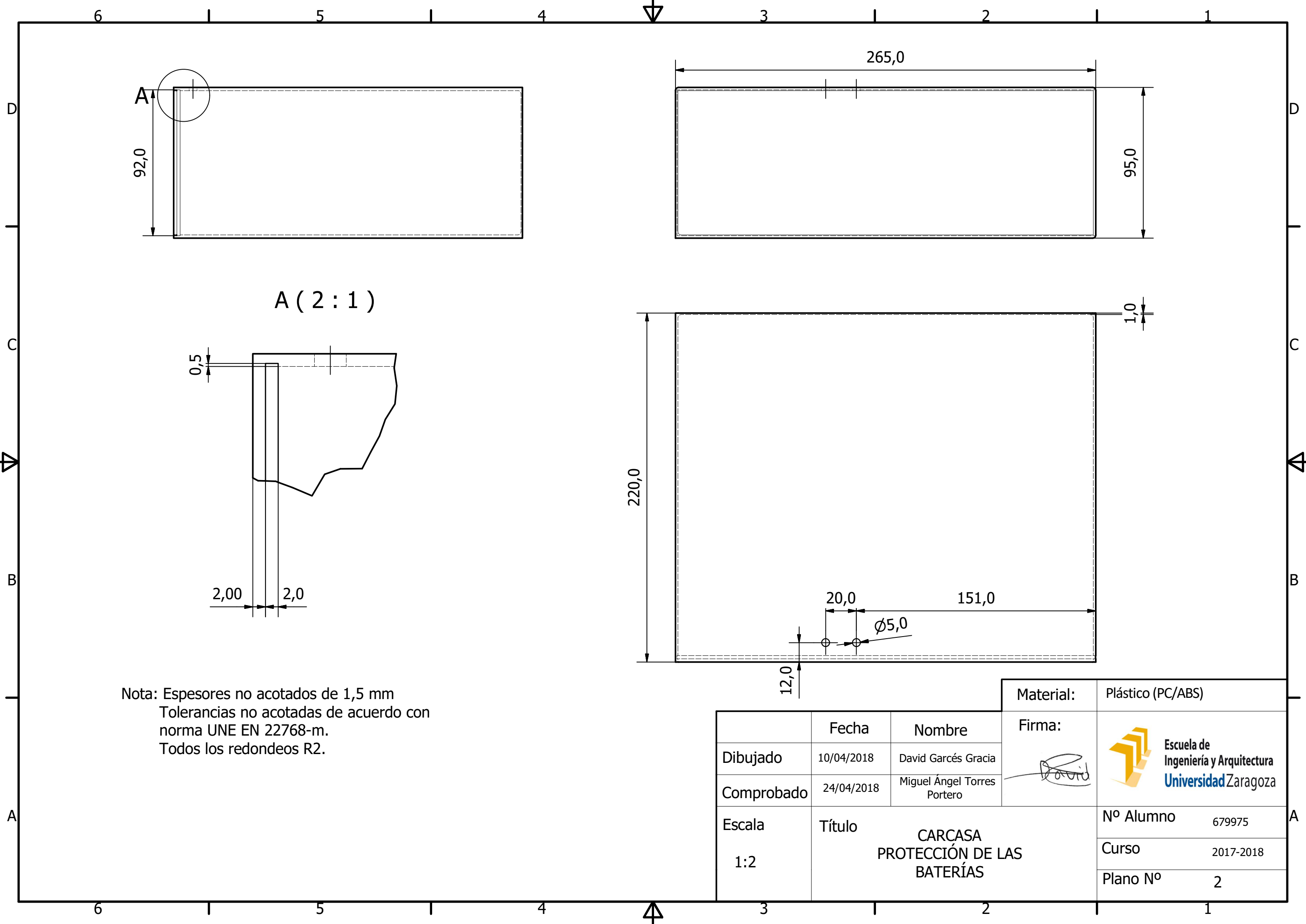
Dependiendo de la finalidad de la aeronave, los componentes electrónicos así como su posicionamiento pueden variar en función del operador del gusto del operador de la aeronave. Por dicho motivo, no se ha especificado su emplazamiento exacto en la misma.

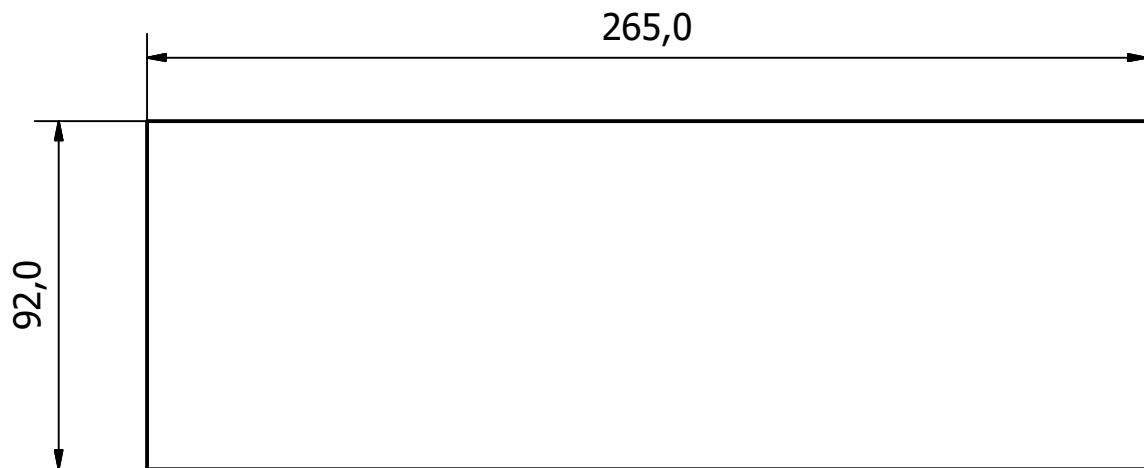
Ante cualquier duda relativa a la adecuada colocación de los componentes electrónicos, póngase en contacto con el fabricante de la aeronave.





Nota: Tolerancias no acotadas según norma UNE EN 22768-m.

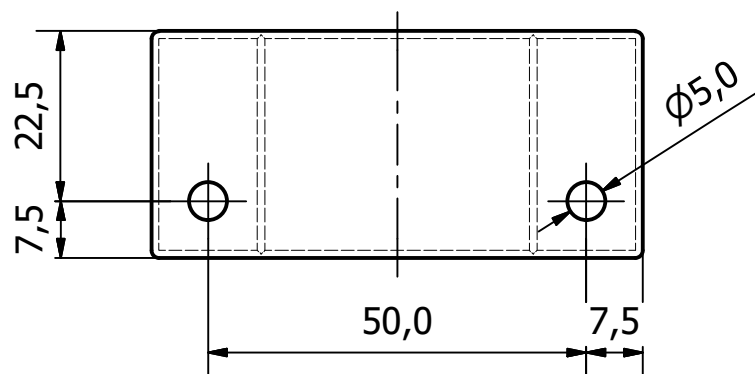
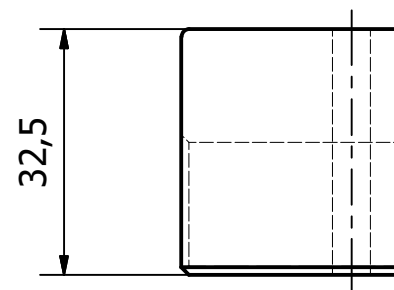
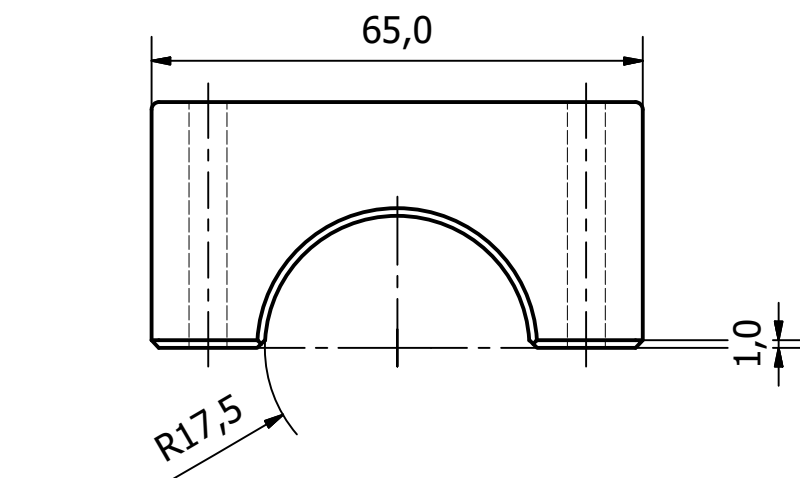
			Material:	Polímero reforzado con fibra de carbono
	Fecha	Nombre	Firma: 	 Escuela de Ingeniería y Arquitectura Universidad Zaragoza
Dibujado	10/04/2018	David Garcés Gracia		
Comprobado	24/04/2018	Miguel Ángel Torres Portero		
Escala	Título BRAZO MOTORES			Nº Alumno 679975
1:1				Curso 2017-2018
				Plano Nº 1







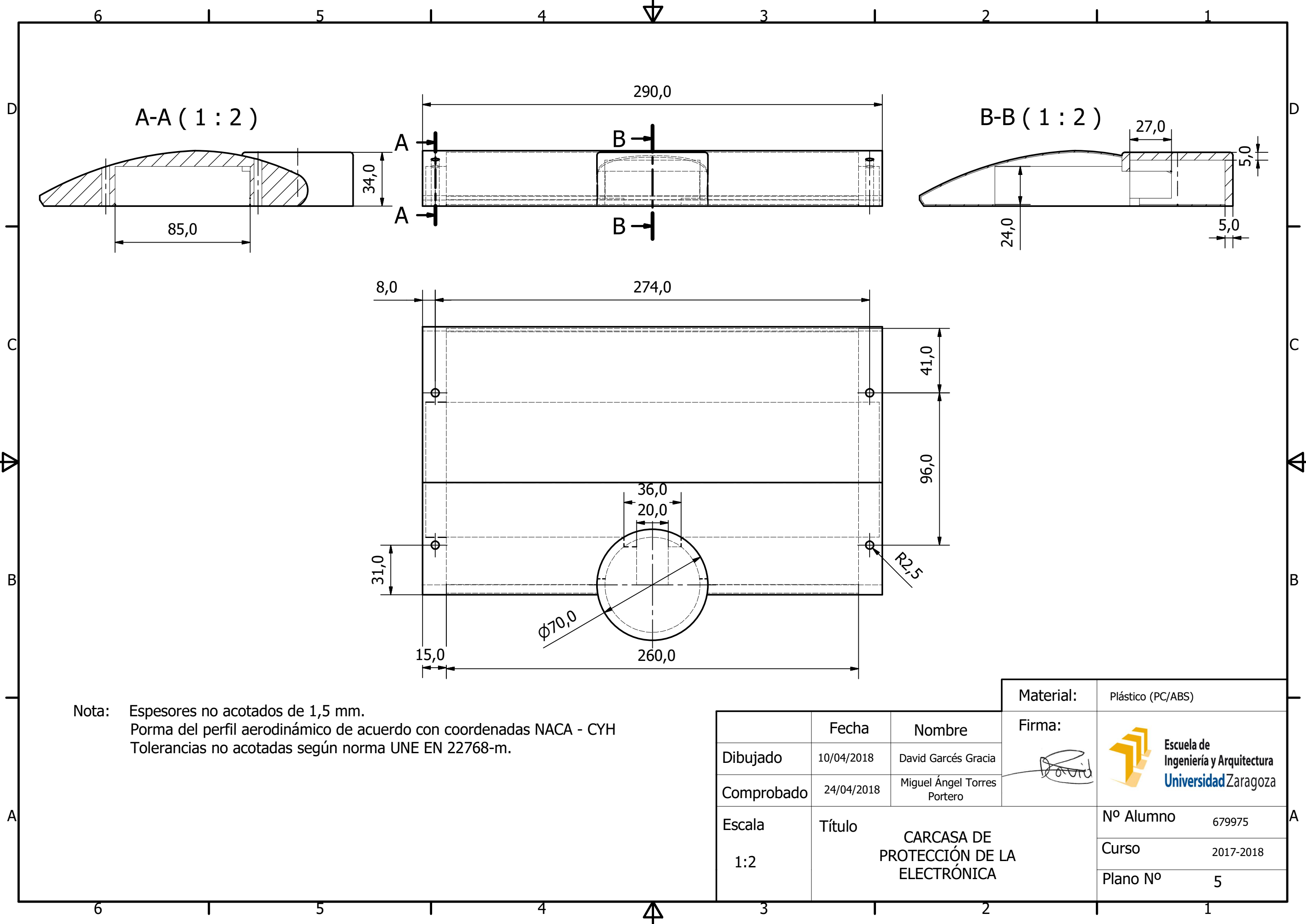
Nota: Espesor de la chapa de 2 mm.
Tolerancias no acotadas según norma UNE EN 22768-m.

			Material:	Plástico (PC/ABS)
	Fecha	Nombre	Firma: 	 Escuela de Ingeniería y Arquitectura Universidad Zaragoza
Dibujado	10/04/2018	David Garcés Gracia		
Comprobado	24/04/2018	Miguel Ángel Torres Portero		
Escala 1:2	Título TAPA CARCASA BATERÍAS			Nº Alumno 679975
				Curso 2017-2018
				Plano Nº 3

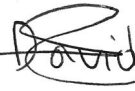



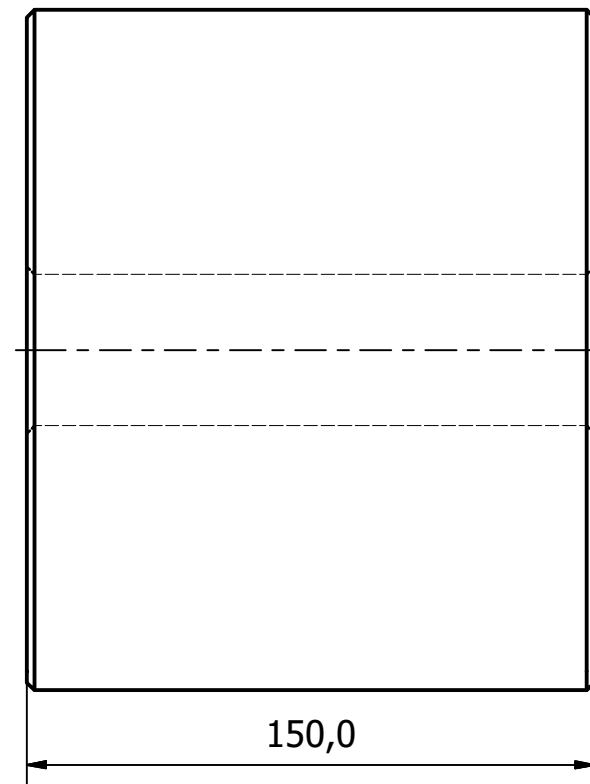
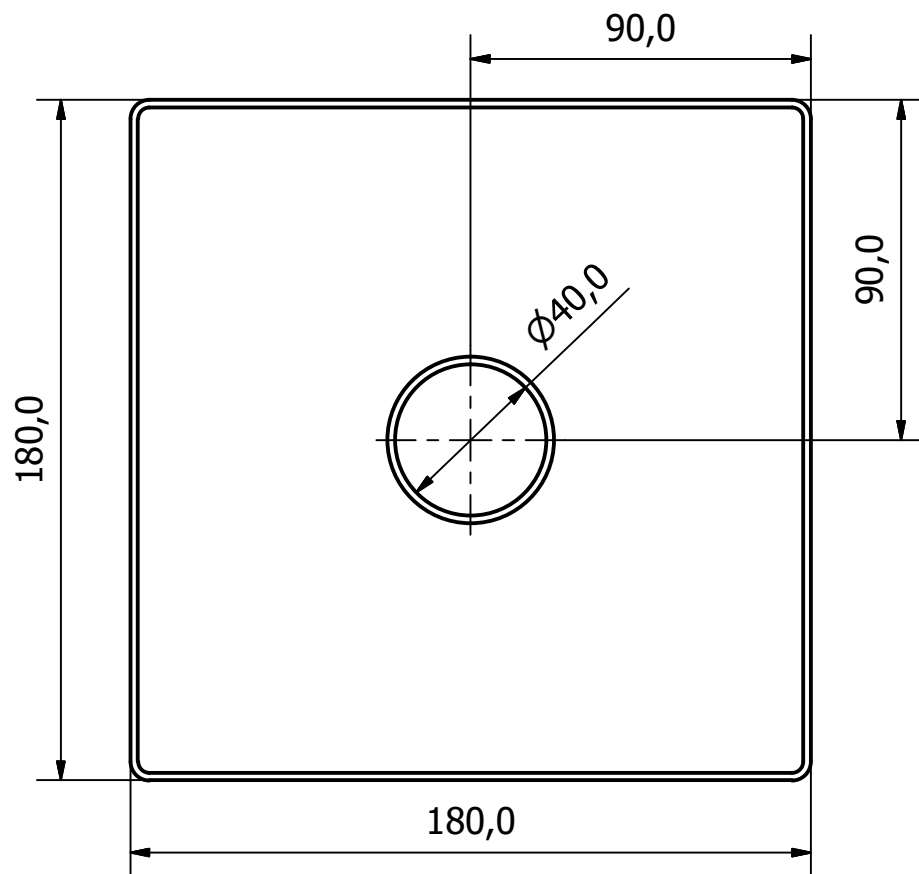
Nota: Chaflanes y redondeos de 1,5 mm
Tolerancias no acotadas según
norma UNE EN 22768-m.



			Material:	Polímero reforzado con fibra de carbono
	Fecha	Nombre	Firma: 	 Escuela de Ingeniería y Arquitectura Universidad Zaragoza
Dibujado	10/04/2018	David Garcés Gracia		
Comprobado	24/04/2018	Miguel Ángel Torres Portero		
Escala	Título			Nº Alumno 679975
1:1	SOPORTE BRAZOS MOTORES			Curso 2017-2018
				Plano Nº 4

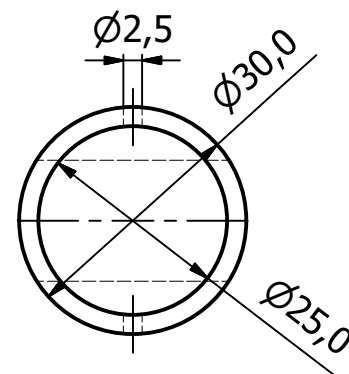
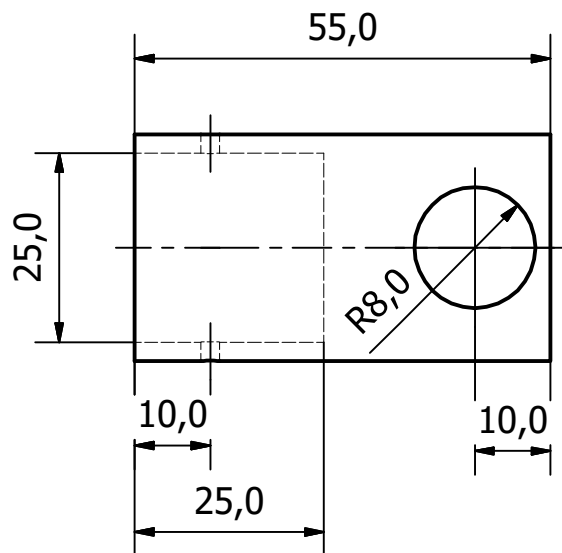


Nota: Espesores no acotados de 1,5 mm.
Porma del perfil aerodinámico de acuerdo con coordenadas NACA - CYH
Tolerancias no acotadas según norma UNE EN 22768-m.



			Material:	Plástico (PC/ABS)
	Fecha	Nombre	Firma: 	
Dibujado	10/04/2018	David Garcés Gracia		
Comprobado	24/04/2018	Miguel Ángel Torres Portero		
Escala 1:2	Título CARCASA DE PROTECCIÓN DE LA ELECTRÓNICA			Nº Alumno 679975
				Curso 2017-2018
				Plano Nº 5

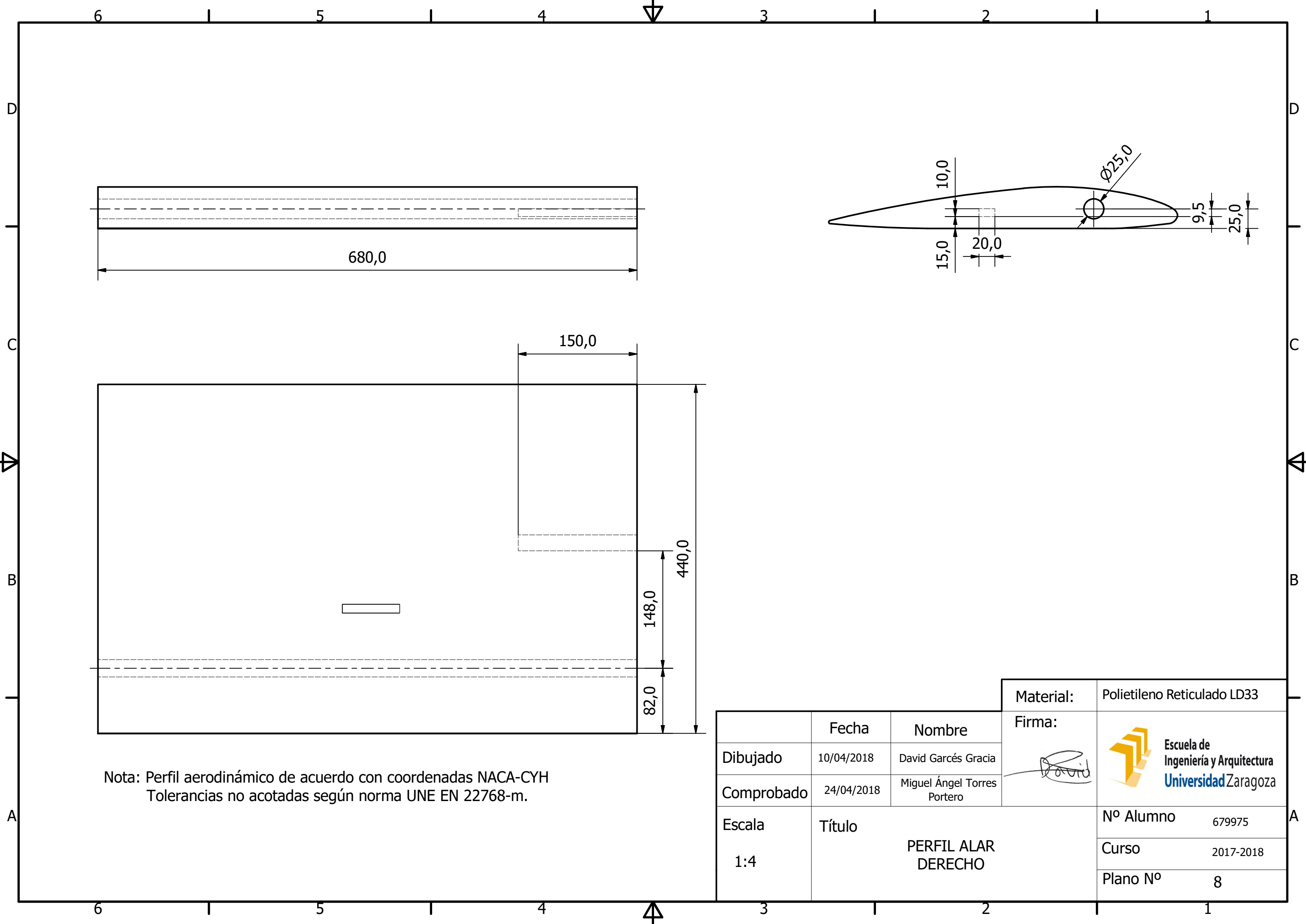


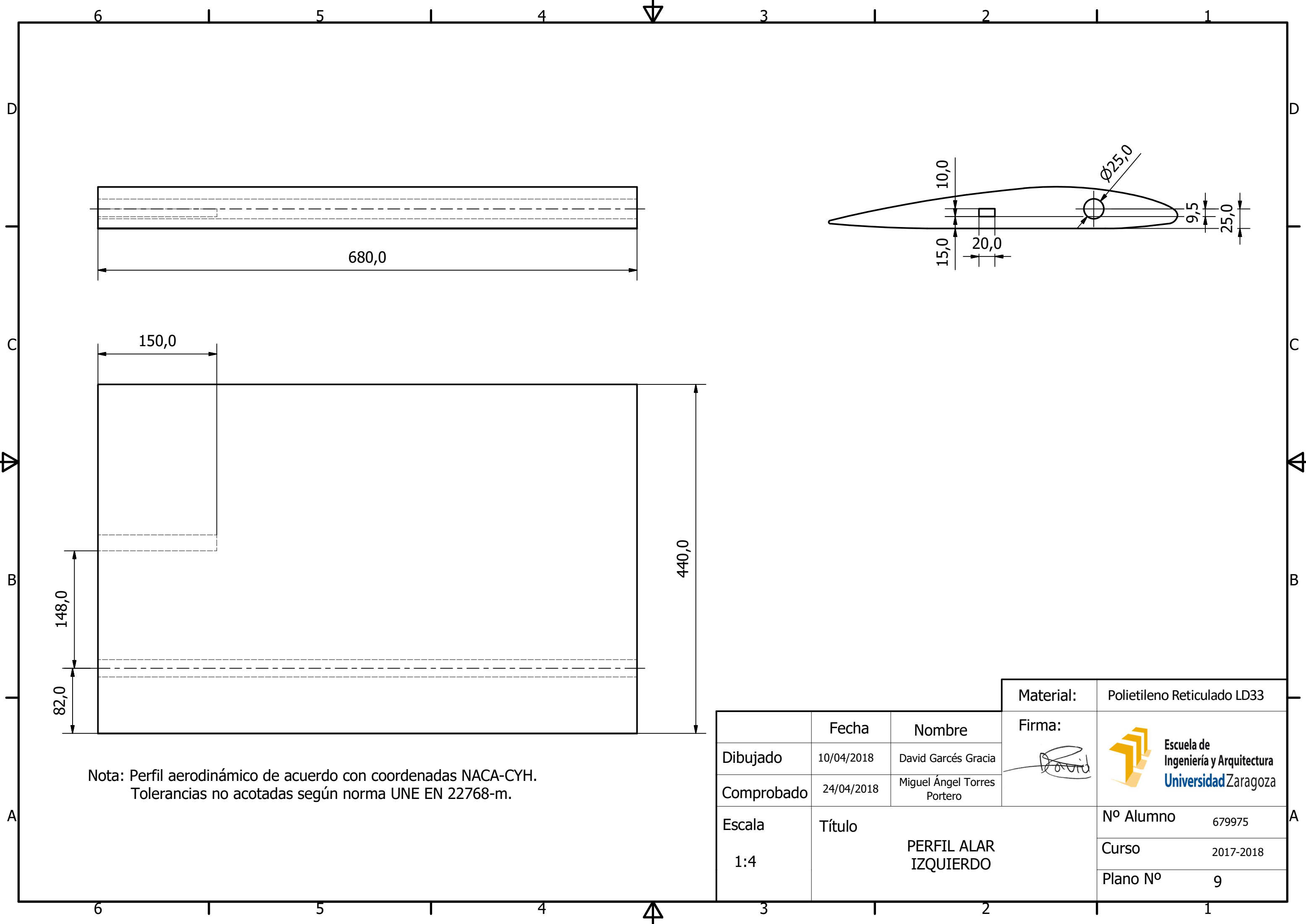
	Fecha	Nombre	Firma: 	 Escuela de Ingeniería y Arquitectura Universidad Zaragoza
Dibujado	10/04/2018	David Garcés Gracia		
Comprobado	24/04/2018	Miguel Ángel Torres Portero		
Escala 1:2	Título BLOQUE DE SAL			Nº Alumno 679975
				Curso 2017-2018
				Plano Nº 6




Nota: Tolerancias no acotadas según norma UNE EN 22768-m.

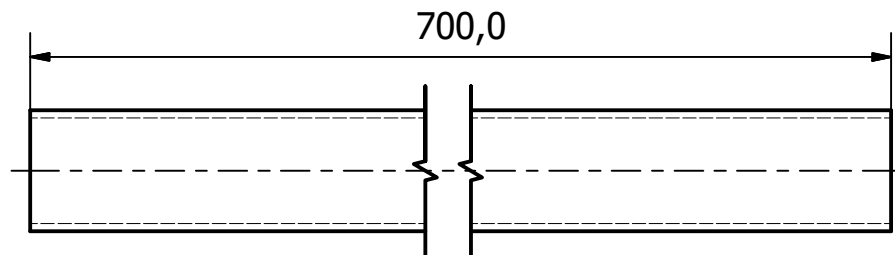
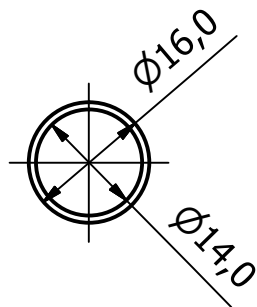
			Material:	Plástico ABS
	Fecha	Nombre	Firma:	 Escuela de Ingeniería y Arquitectura Universidad Zaragoza
Dibujado	10/04/2018	David Garcés Gracia		
Comprobado	24/04/2018	Miguel Ángel Torres Portero		
Escala	Título			Nº Alumno 679975
1:1	UNIÓN T INFERIOR TREN DE ATERRIZAJE			Curso 2017-2018
				Plano Nº 7







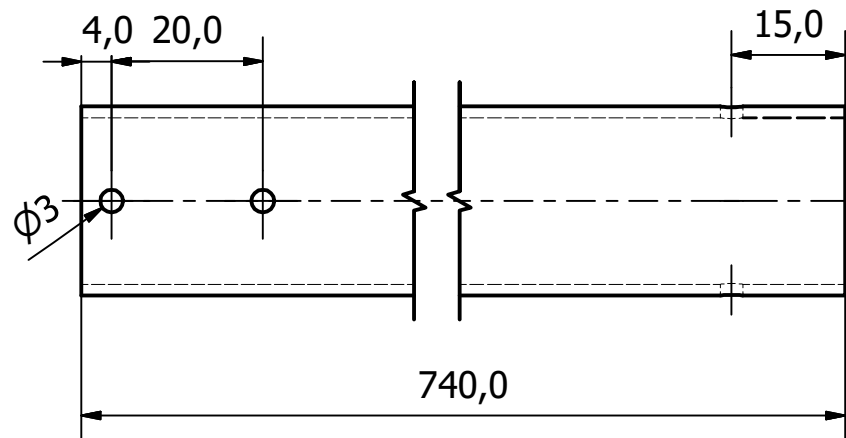
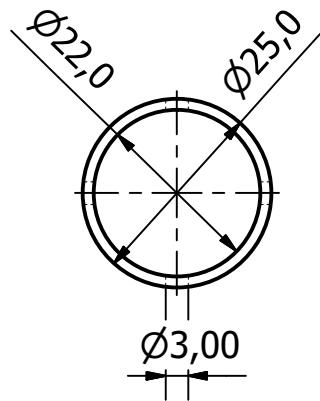
Nota: Perfil aerodinámico de acuerdo con coordenadas NACA-CYH.
Tolerancias no acotadas según norma UNE EN 22768-m.

			Material:	Polietileno Reticulado LD33
	Fecha	Nombre	Firma: 	 Escuela de Ingeniería y Arquitectura Universidad Zaragoza
Dibujado	10/04/2018	David Garcés Gracia		
Comprobado	24/04/2018	Miguel Ángel Torres Portero		
Escala	Título PERFIL ALAR IZQUIERDO			Nº Alumno 679975
1:4				Curso 2017-2018
				Plano Nº 9





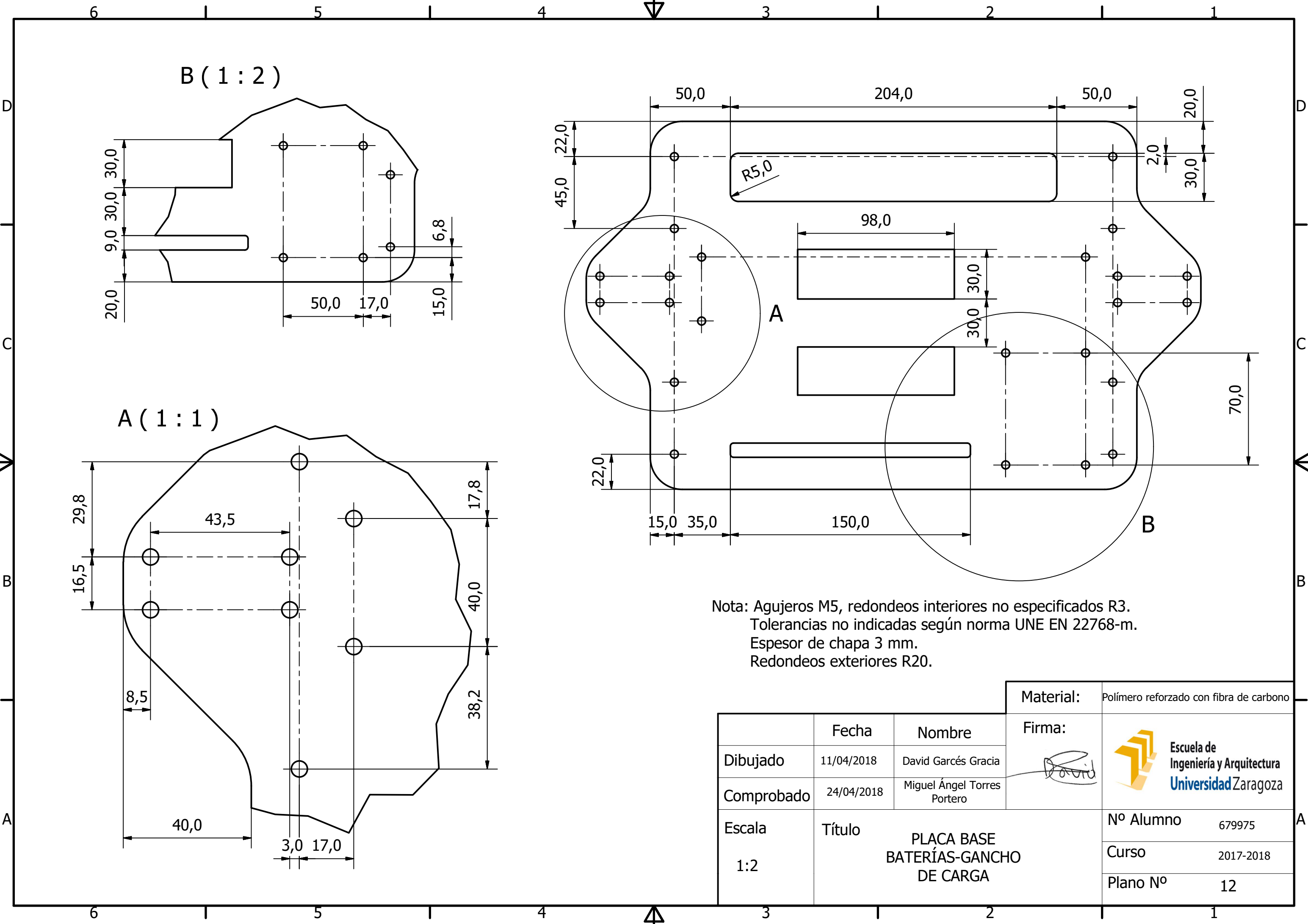
Nota: Tolerancias no acotadas según norma UNE EN 22768-m.

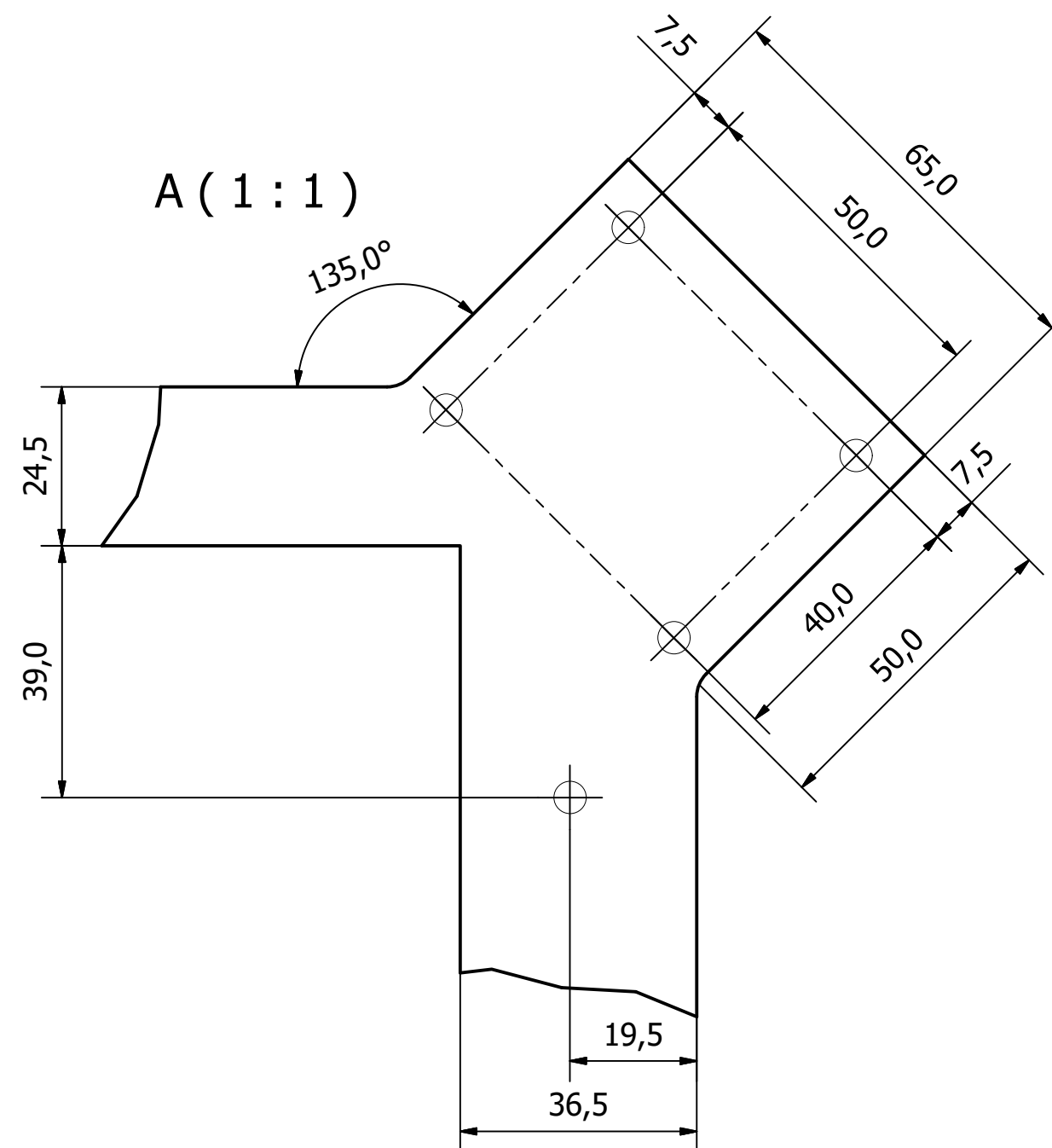
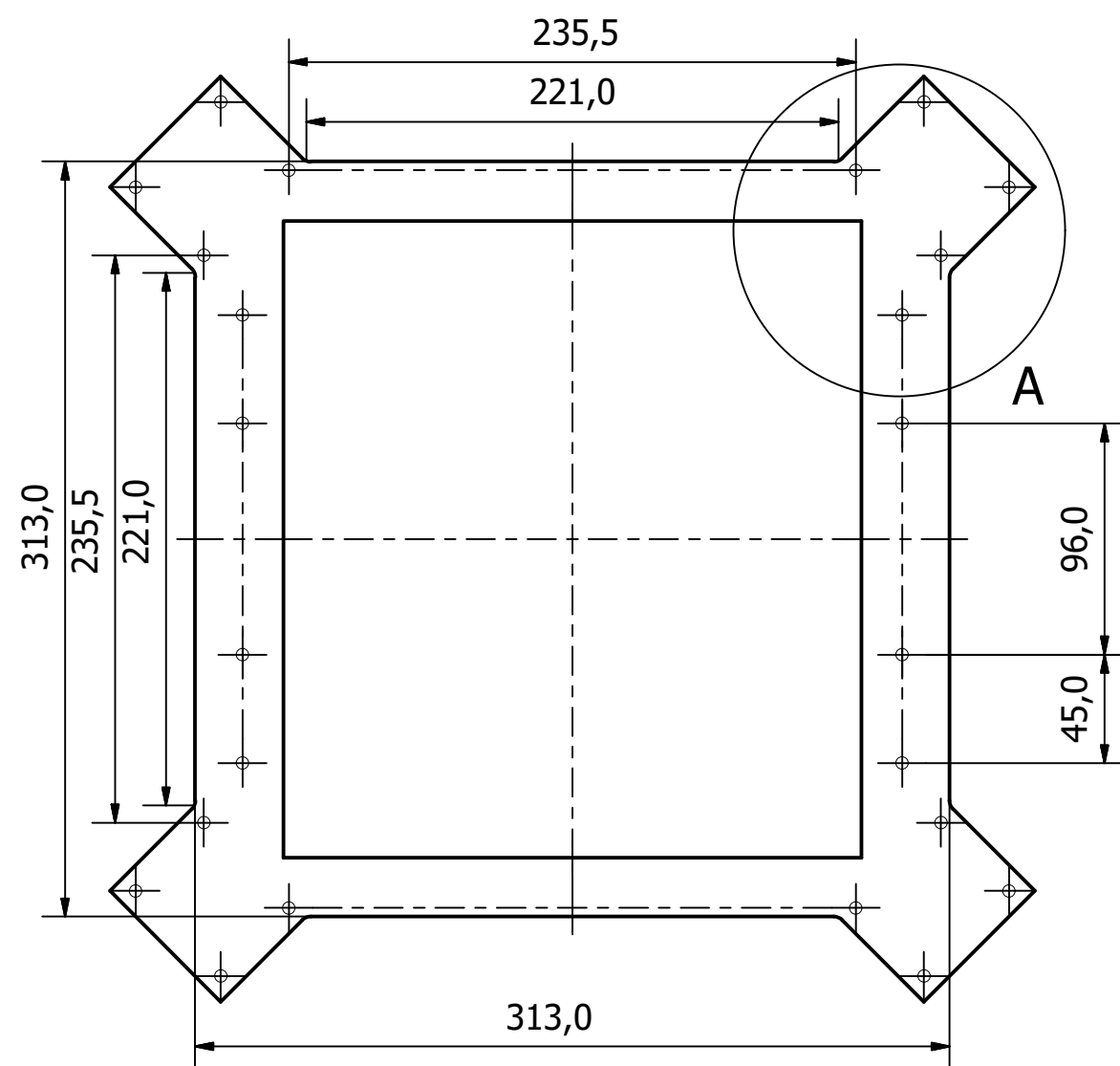
			Material:	Polímero reforzado con fibra de carbono
	Fecha	Nombre	Firma: 	 Escuela de Ingeniería y Arquitectura Universidad Zaragoza
Dibujado	11/04/2018	David Garcés Gracia		
Comprobado	24/04/2018	Miguel Ángel Torres Portero		
Escala	Título Varilla horizontal tren de aterrizaje			Nº Alumno 679975
1:1				Curso 2017-2018
				Plano Nº 10





Nota: Tolerancias no acotadas según norma UNE EN 22768-m.

			Material:	Polímero reforzado con fibra de carbono
	Fecha	Nombre	Firma: 	 Escuela de Ingeniería y Arquitectura Universidad Zaragoza
Dibujado	11/04/2018	David Garcés Gracia		
Comprobado	24/04/2018	Miguel Ángel Torres Portero		
Escala	Título Varilla principal tren de aterrizaje			Nº Alumno 679975
1:1				Curso 2017-2018
				Plano Nº 11

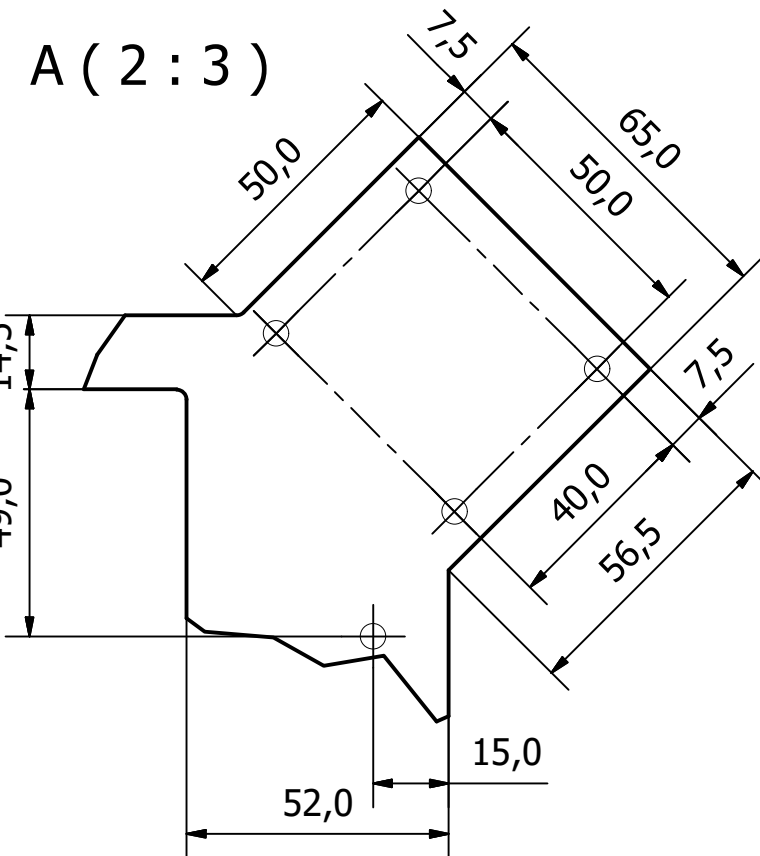
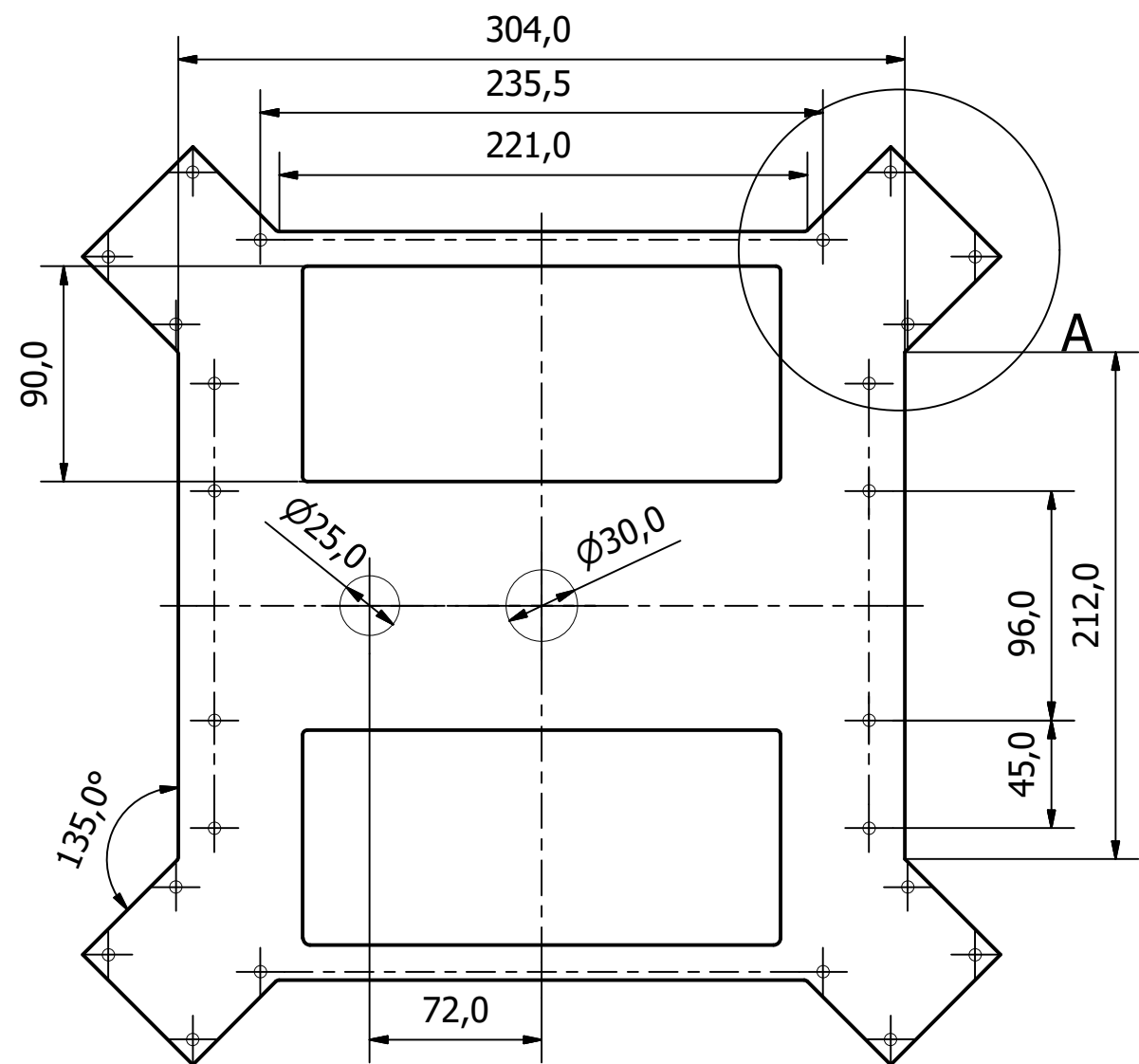




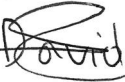

NOTA: Redondeos no acotados, R5.
 Todos los agujeros M5.
 Tolerancias no acotadas de acuerdo con norma UNE EN 22768-m.
 Espesor de la chapa 3 mm.

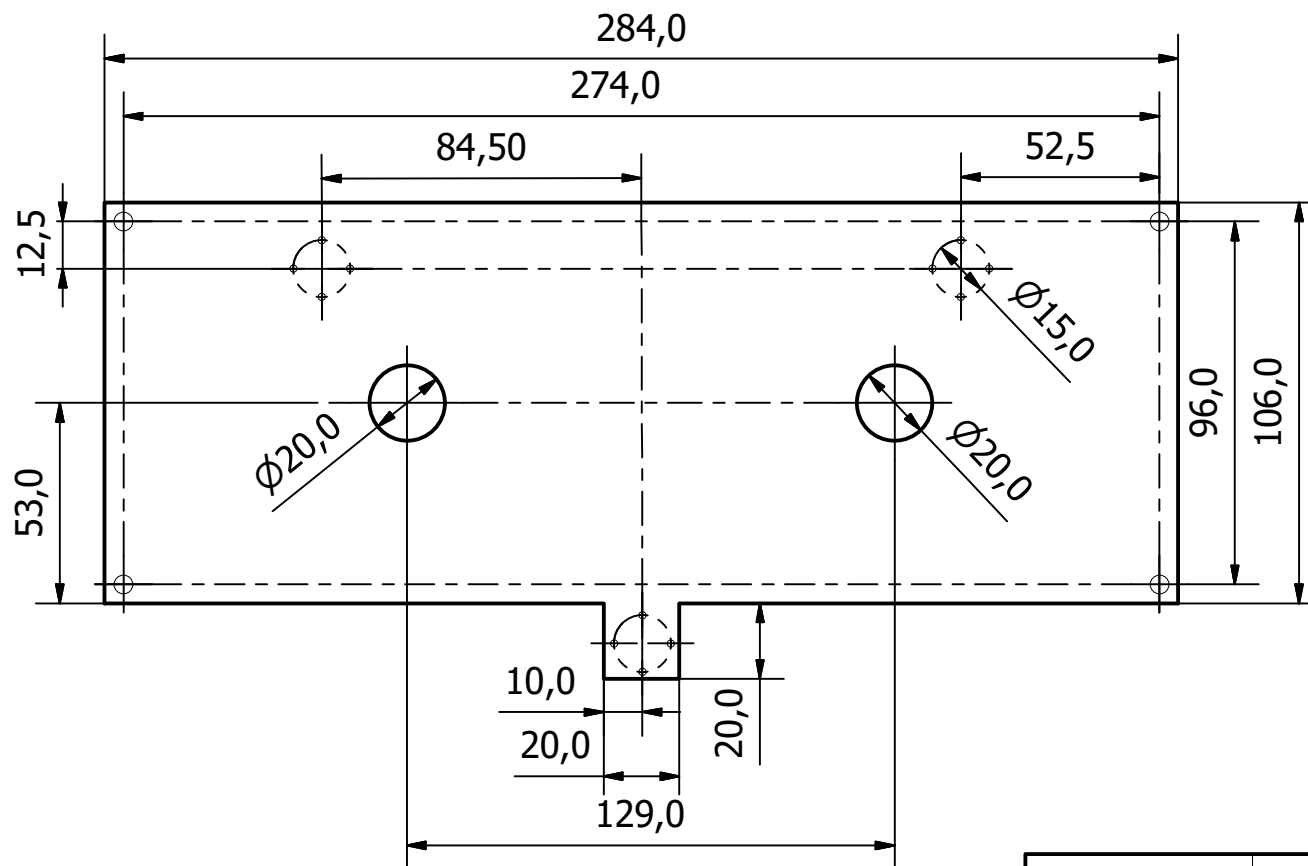
			Material:	Polímero reforzado con fibra de carbono	
	Fecha	Nombre	Firma:		
Dibujado	14/04/2018	David Garcés Gracia			
Comprobado	24/04/2018	Miguel Ángel Torres Portero			
Escala 1:3	Título PLACA PRINCIPAL INFERIOR		Nº Alumno		679975
			Curso	2017-2018	
			Plano Nº	13	

		Fecha	Nombre
Dibujado	14/04/2018	David Garcés Gracia	
Comprobado	24/04/2018	Miguel Ángel Torres Portero	
Escala		Título	
1:3		PLACA PRINCIPAL INFERIOR	





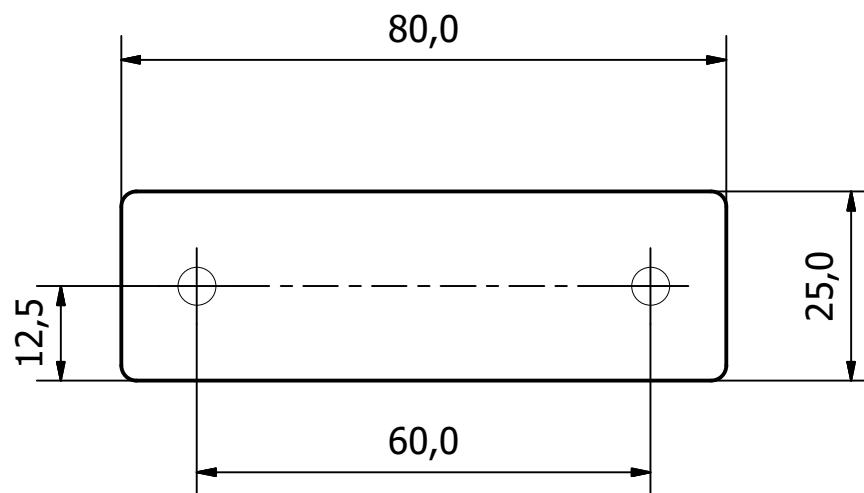
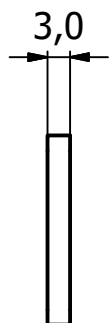
NOTA: Redondeos no acotados, R5.
 Agujeros no acotados M5.
 Tolerancias no acotadas de acuerdo con norma UNE EN 22768-m.
 Espesor de la chapa 3 mm.

			Material:	Polímero reforzado con fibra de carbono	
	Fecha	Nombre	Firma: 	 Escuela de Ingeniería y Arquitectura Universidad Zaragoza	
Dibujado	16/04/2018	David Garcés Gracia			
Comprobado	24/04/2018	Miguel Ángel Torres Portero			
Escala 1:3	Título PLACA PRINCIPAL SUPERIOR			Nº Alumno	679975
				Curso	2017-2018
				Plano Nº	14





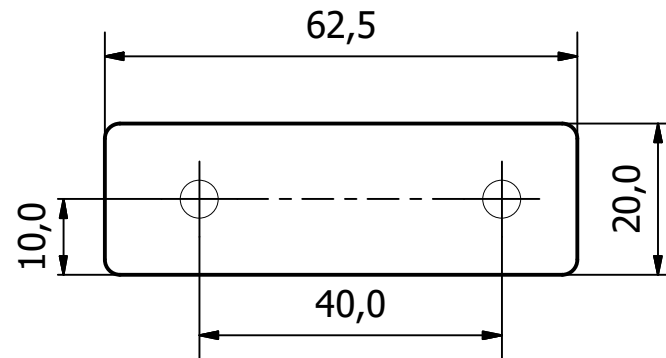
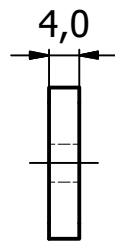
NOTA: Agujeros no acotados M3.
Tolerancias no acotadas de acuerdo con norma UNE EN 22768-m.
Espesor de la chapa 1 mm.

			Material:	Polímero reforzado con fibra de carbono
	Fecha	Nombre	Firma: 	 Escuela de Ingeniería y Arquitectura Universidad Zaragoza
Dibujado	16/04/2018	David Garcés Gracia		
Comprobado	24/04/2018	Miguel Ángel Torres Portero		
Escala 1:2	Título PLACA SUPERIOR SOPORTE ELECTRÓNICA			Nº Alumno 679975
				Curso 2017-2018
				Plano Nº 15





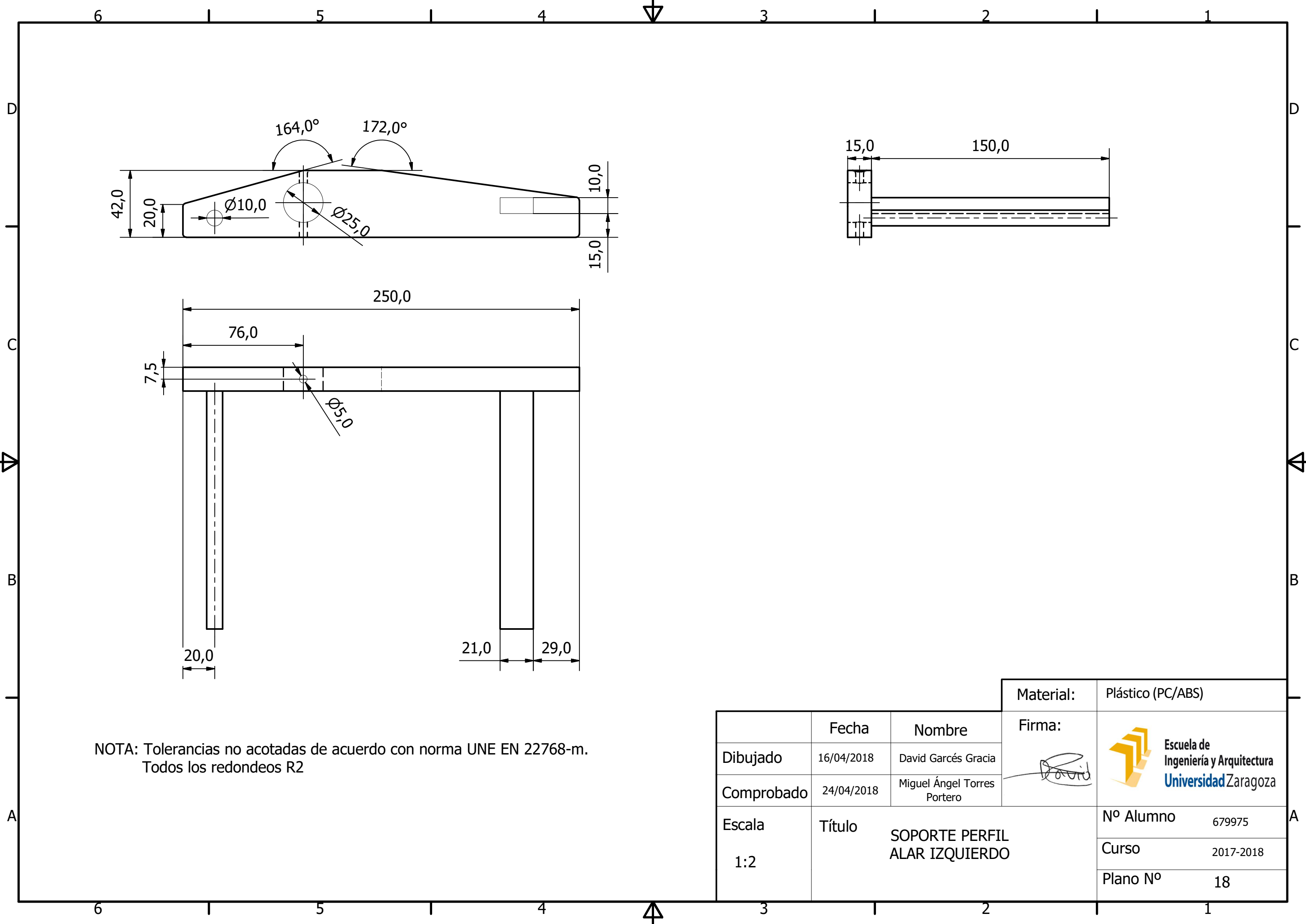
Nota: Redondeos no acotados R2
Tolerancias de acuerdo con norma
UNE EN 22768-m.

			Material:	Polímero reforzado con fibra de carbono
	Fecha	Nombre	Firma: 	 Escuela de Ingeniería y Arquitectura Universidad Zaragoza
Dibujado	16/04/2018	David Garcés Gracia		
Comprobado	24/04/2018	Miguel Ángel Torres Portero		
Escala 1:1	Título PLAQUITA DE REFUERZO 2			Nº Alumno 679975
				Curso 2017-2018
				Plano Nº 16





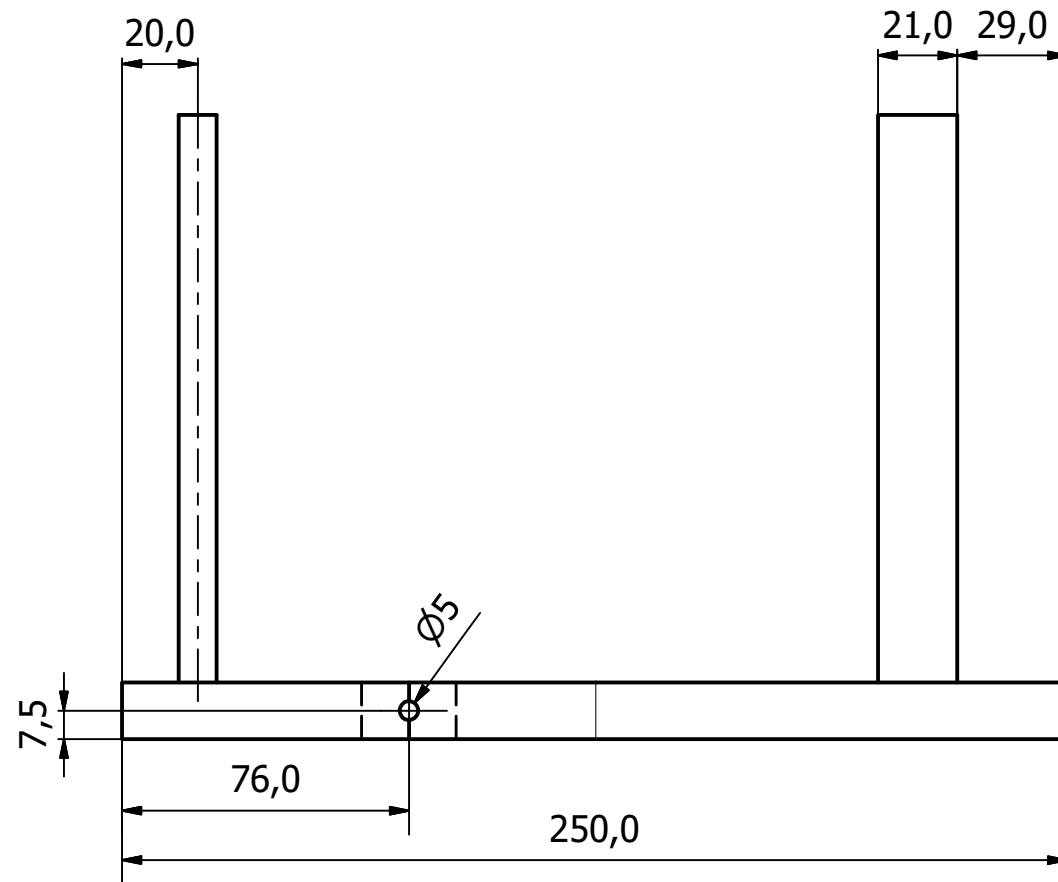
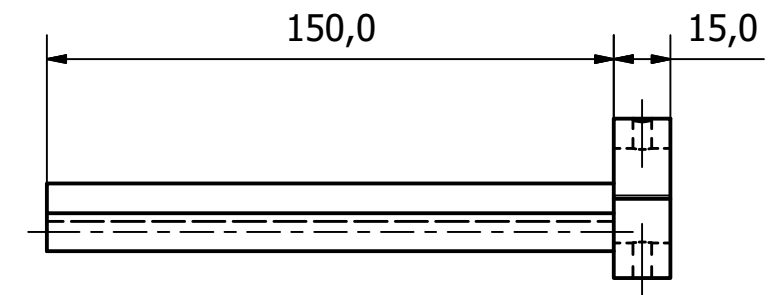
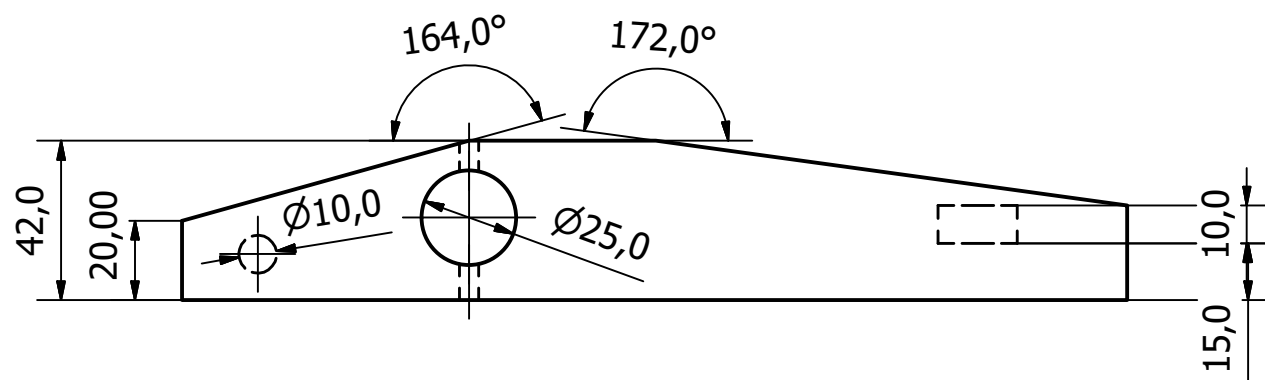
Nota: Redondeos no acotados R2
Tolerancias de acuerdo con norma
UNE EN 22768-m.

			Material:	Polímero reforzado con fibra de carbono
	Fecha	Nombre	Firma: 	 Escuela de Ingeniería y Arquitectura Universidad Zaragoza
Dibujado	16/04/2018	David Garcés Gracia		
Comprobado	24/04/2018	Miguel Ángel Torres Portero		
Escala 1:1	Título PLAQUITA DE REFUERZO 1			Nº Alumno 679975
				Curso 2017-2018
				Plano Nº 17





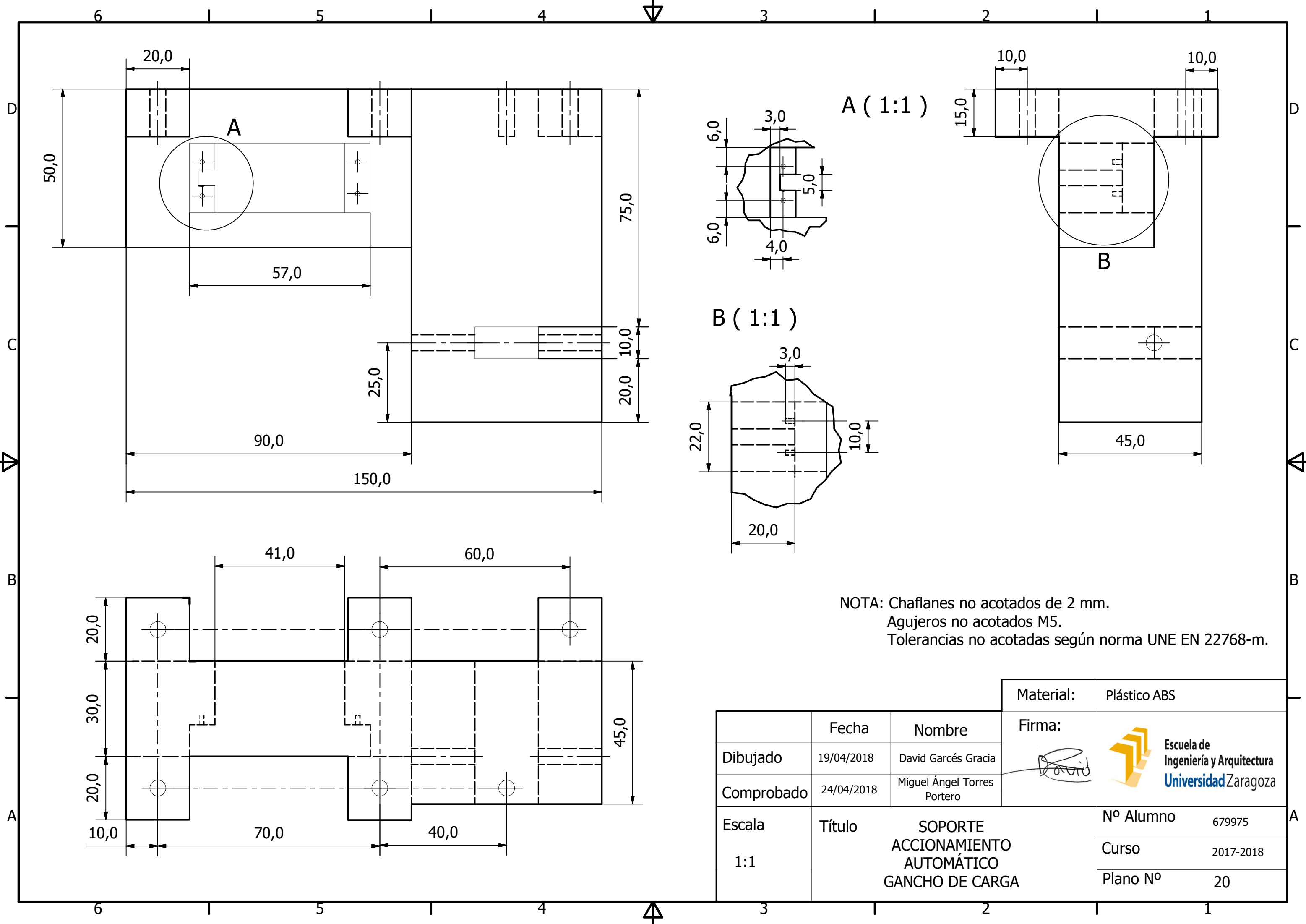
NOTA: Tolerancias no acotadas de acuerdo con norma UNE EN 22768-m.
Todos los redondeos R2

			Material:	Plástico (PC/ABS)
	Fecha	Nombre	Firma: 	 Escuela de Ingeniería y Arquitectura Universidad Zaragoza
Dibujado	16/04/2018	David Garcés Gracia		
Comprobado	24/04/2018	Miguel Ángel Torres Portero		
Escala 1:2	Título SOPORTE PERFIL ALAR IZQUIERDO			Nº Alumno 679975
				Curso 2017-2018
				Plano Nº 18

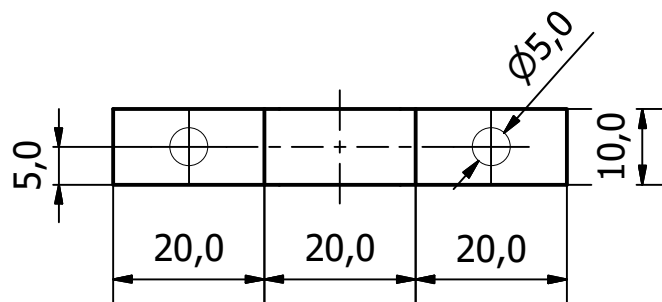
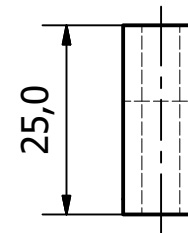
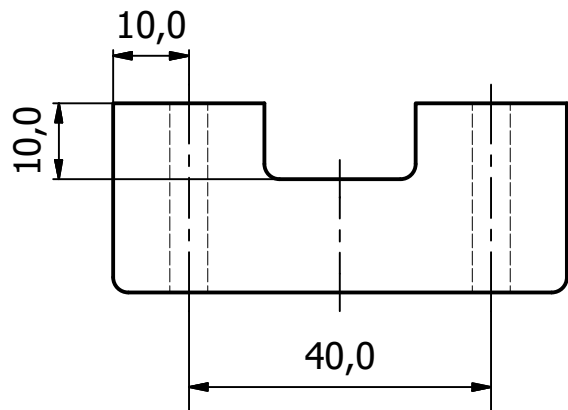


NOTA: Tolerancias no acotadas de acuerdo con norma UNE EN 22768-m.
Todos los redondeos R2



			Material:	Plástico (PC/ABS)
	Fecha	Nombre	Firma:	 <div>Escuela de Ingeniería y Arquitectura Universidad Zaragoza</div>
Dibujado	20/04/2018	David Garcés Gracia		
Comprobado	24/04/2018	Miguel Ángel Torres Portero		
Escala 1:2	Título SOPORTE PERFIL ALAR DERECHO	Nº Alumno 679975		
		Curso 2017-2018		
		Plano Nº 19		

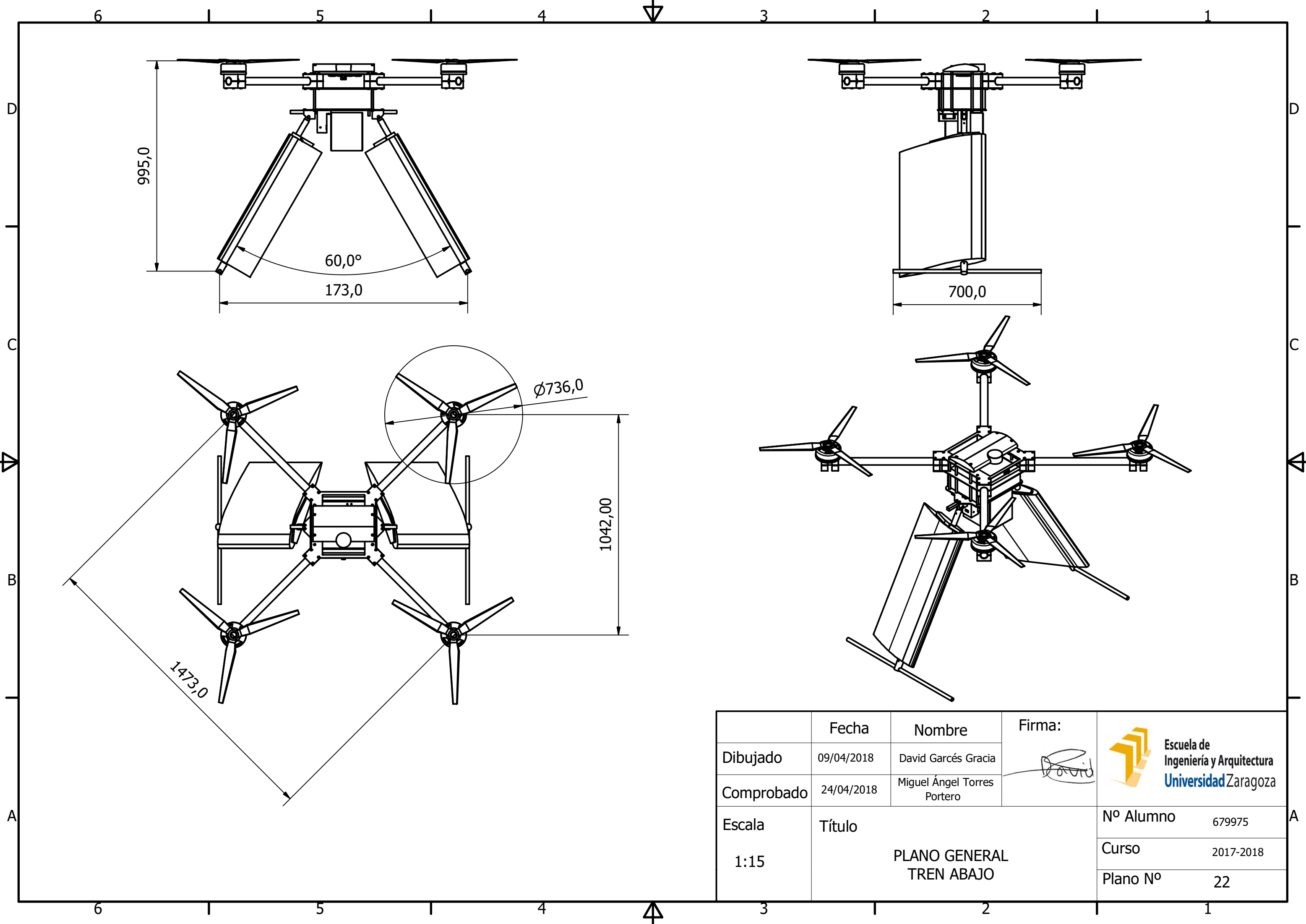


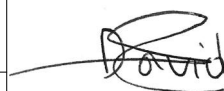

			Material:	Plástico ABS
	Fecha	Nombre	Firma: 	 Escuela de Ingeniería y Arquitectura Universidad Zaragoza
Dibujado	19/04/2018	David Garcés Gracia		
Comprobado	24/04/2018	Miguel Ángel Torres Portero		
Escala 1:1	Título SOPORTE ACCIONAMIENTO AUTOMÁTICO GANCHO DE CARGA	Nº Alumno 679975		
		Curso 2017-2018		
		Plano Nº 20		

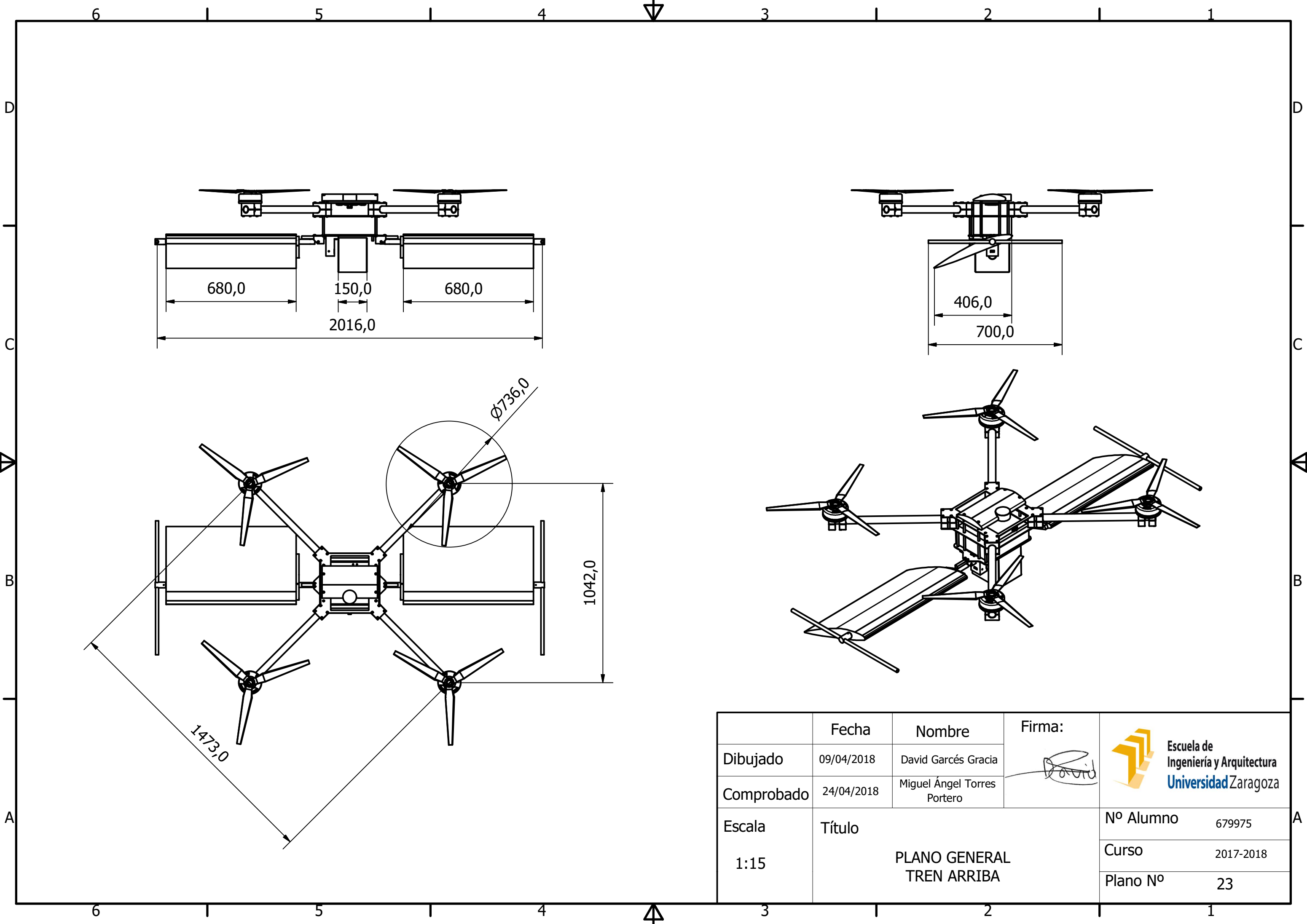


NOTA: Tolerancias no acotadas de acuerdo con norma UNE EN 22768-m.
Todos los redondeos R2.
Pieza simétrica

			Material:	Plástico ABS
	Fecha	Nombre	Firma: 	 Escuela de Ingeniería y Arquitectura Universidad Zaragoza
Dibujado	20/04/2018	David Garcés Gracia		
Comprobado	24/04/2018	Miguel Ángel Torres Portero		
Escala 1:1	Título SOPORTE GANCHO DE CARGA INMÓVIL			Nº Alumno 679975
				Curso 2017-2018
				Plano Nº 21



	Fecha	Nombre	Firma: 	 Escuela de Ingeniería y Arquitectura Universidad Zaragoza
Dibujado	09/04/2018	David Garcés Gracia		
Comprobado	24/04/2018	Miguel Ángel Torres Portero		
Escala	Título PLANO GENERAL TREN ABAJO			Nº Alumno 679975
1:15				Curso 2017-2018
				Plano Nº 22



3.2 ANEXO 2. CÁLCULOS

3.2.1 Configuración y sistema de propulsión.

3.2.1.1 Criterios a aplicar

Se va a estudiar las diversas configuraciones que podrían ser adecuadas para la aeronave a diseñar. Los factores que se van a valorar para elegir la alternativa más adecuada son:

- Capacidad de carga.
- Potencia necesaria (en %) para lograr el vuelo en estacionario o "hovering".
- Autonomía de las baterías.
- Peso del conjunto de propulsión y baterías.
- Dimensiones y geometría del conjunto.

El sistema de propulsión se considera al conjunto de componentes mecánicos y electrónicos que proporcionan el empuje necesario para que la aeronave vuele y pueda ser controlada.

Se compone por las hélices, los motores y los BEC y ESC. Las baterías, a pesar de ser un elemento de almacenaje de la energía necesaria para que el sistema de propulsión pueda funcionar, se van a analizar en conjunto con éste, debido a que su configuración y prestaciones determinan el rendimiento, potencia y tiempo de funcionamiento del sistema de propulsión.

3.2.1.2 Alternativas a considerar

Se van a estudiar cuatro configuraciones de motorización. La motorización y las baterías utilizadas van a ser las mismas en todos los casos, pero la diferencia entre cada una de las configuraciones radica en el número de estos elementos que componen el conjunto, así como su disposición.

De este modo, se va a estudiar la configuración con cuatro motores y dos baterías en paralelo (2p) , ocho motores y dos baterías en paralelo (2p) , cuatro motores y dos baterías en serie y dos en paralelo (2s2p) y por último ocho motores con dos baterías en serie y dos en paralelo (2s2p).

En función de la alternativa estudiada, la estructura y geometría del chasis serán diferentes, ya que en el caso de la configuración para cuatro motores, se necesitarán cuatro brazos de soporte de motores, mientras que en la configuración de ocho motores se necesitarán ocho. Algo parecido sucede en lo relativo a las baterías, debido a que en caso de necesitar dos baterías, y la resistencia de los componentes del soporte de la batería serán diferentes al caso en el que se utilicen cuatro baterías.

En el caso de existir igualdad de condiciones entre configuración de cuatro o de ocho motores, se escogería la opción de cuatro, debido a que al aumentar el número de motores, aumenta la superficie de flujo descendente de los rotores en estacionario (downwash), lo cual es muy perjudicial debido a que éste choca contra las superficies que se interponen en su camino reduciendo el empuje y la eficiencia de la aeronave.

3.2.1.3 Aproximaciones adoptadas

Debido a que el consumo del sistema de propulsión es del orden de cientos de Amperios, en comparación con el consumo energético de sistemas auxiliares (Controladora, receptor, transmisor de video, cámara de FPV, servos, GPS...) dichos pequeños consumos se van a depreciar al calcular la duración de las baterías.

Se va a estimar un peso aproximado de 10 Kg para el chasis constituido por cuatro motores, y de 14 Kg en el caso del chasis constituido por ocho motores. Hay que destacar que son aproximaciones a priori que posteriormente podrían variar en función de los cálculos estructurales de la aeronave. (Elección de geometría, dimensiones, espesores, materiales utilizados para cada componente, etc.).

Los datos relativos al conjunto de propulsión (compuesto por baterías, ESC, BEC, motor y hélice) se han tomado a partir de un ensayo real, de modo que los cálculos teóricos estimados relativos a la duración y capacidad de la aeronave sean lo más fieles a la realidad posible.

3.2.1.4 Componentes

3.2.1.4.1 Palas

Las palas escogidas son de la marca T-Motor. Su peso es de 0,104 Kg/unidad.

Se trata de unas hélices tripala de fibra de carbono que garantiza una mayor ligereza y resistencia contra los golpes. Su diámetro es de 29 pulgadas, y su paso de 9,5. La fibra de carbono garantiza también una mayor ligereza que reduce el consumo de energía para hacer girar los motores, y además favorece la capacidad de reacción ante un cambio brusco de las revoluciones del sistema, y por lo tanto, mayor será la manejabilidad de la aeronave.

La geometría "tripala" tiene un diámetro inferior al equivalente de una hélice bipala con las mismas prestaciones, lo cual favorece la reducción de downwash, y del tamaño de la aeronave. Además, el grado de ruido generado por éstas es inferior, siendo un punto a favor debido a los entornos naturales en los que el drone va a volar normalmente.



Figura 62: Hélice de propulsión tripala T-Motor CF 29X9,5 Fuente: T-Motor website.

3.2.1.4.2 Motorización

El motor elegido es un T-MOTOR U13 100 KV busheles de gran capacidad de empuje. Su peso es de 1,28 Kg/unidad.

T-Motor es un fabricante de motores muy distinguido en el mundo del aeromodelismo y especialmente de los drones debido a su buena calidad y destacada buena trayectoria en los últimos años.

Todos los motores ofertados por la marca T-Motor son de tipo Busheles sin escobillas, al igual que todos los motores utilizados en los drones multirrotores, y en la mayoría de los helicópteros y aeronaves de ala fija de propulsión eléctrica. Dichos motores poseen un mantenimiento inferior a los motores "clásicos" de escobillas, al no tener componentes en contacto por fricción con otros, y por lo tanto tener desgastes muy inferiores. Adicionalmente, la masa de los busheles es inferior, y la potencia y eficiencia es muy superior.



Figura 63: Motor T-Motor U13 100 KV, escogido para propulsar el multirrotor. Fuente: T-Motor Website.

Por todos estos motivos, se ha elegido un T-Motor U13 de 100KV, el cual es uno de los motores más potentes de la gama actual de motores de esta marca en el mercado.

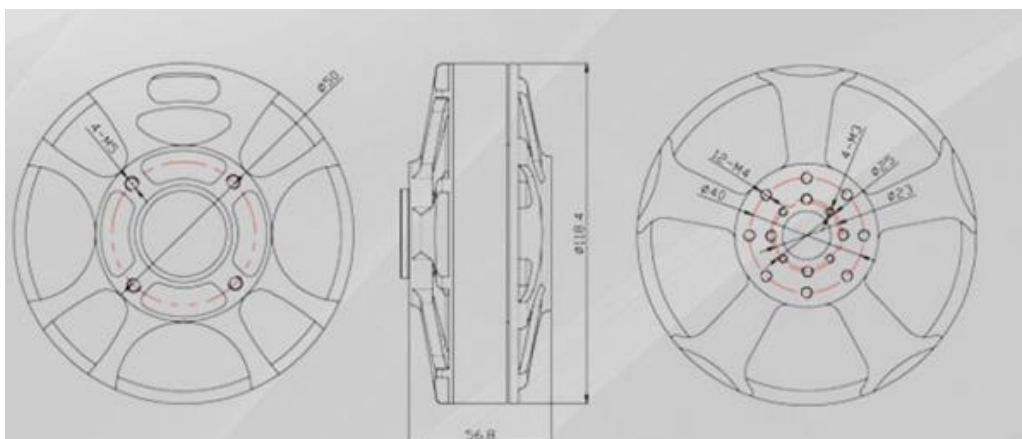


Figura 64: Dimensiones motor T-Motor U13 100 Kv. Fuente: T-Motor website.

Multiple configuration options to suit a variety of frame types.

RECOMMENDED SETUP		
Motor	ESC	Propeller
U13-85KV		T-MOTOR CF 32"11" (@12S)
U13-100KV	FLAME 100A HV	T-MOTOR CF 29" *3BLADES(@12S)
U13-100KV		T-MOTOR CF 30"10.5" (@12S)
Hover:		MAX:
6-7KG/MOTOR		15-17KG/MOTOR

MORE OPTIONS: Match with T-MOTOR CF 3-blade props / 30"11 props / 32"11 props
NOTE: Please pay special attention to flying @ high environmental temp.

Figura 65: Especificaciones técnicas dadas por el fabricante T-Motor para una alimentación mediante una batería 12 S. Fuente: T-Motor website.

3.2.1.4.3 Baterías

La batería escogida es una batería TATTU 6s de 22000 Mah (Gens Ace). Su peso es de 2,5 Kg/unidad.

Se trata de una batería de tipo polímero de Litio (Li-Po). Su reducido peso, gran capacidad de almacenaje y de descarga las hacen las más extendidas y utilizadas en los sistemas de propulsión y alimentación de la mayoría de los drones, así como en el mundo de aeromodelismo.

Una batería Li-Po se compone por una o varias celdas conectadas entre ellas en serie, de modo que la tensión entre bornes total de la batería, se aumenta o disminuye en función del número de celdas total.

El número de celdas de la batería se expresa del siguiente modo: (Número de celdas de la batería) S. De este modo, una batería de 3 celdas, se denominará una Li-Po 3s, mientras que una de seis celdas, se denominará Li-Po 6s.

Cada celda de una batería Li-Po tiene una tensión media de 3,7 Voltios. La tensión máxima por celda, cuando ésta se encuentra completamente cargada, es de 4,2 Voltios, mientras que a pesar de que no se recomienda bajar por debajo de los 3,5 Voltios nunca, para evitar el deterioro prematuro de la batería, o incluso su ignición, la tensión mínima es de 3,3 Voltios.

Se va a comparar la duración estimada del vuelo de la aeronave en las distintas configuraciones estudiadas, disponiendo en todos los casos al menos 2 baterías en serie de 6S (22,2 Voltios), de modo que se obtenga una tensión de alimentación equivalente de una batería 12 S (44,4 Voltios).



Figura 66: Batería Tattu Battery escogida para suministrar energía al multirrotor. Fuente: harriserial.com.

3.2.1.4.4 ESC /BEC

El ESC/BEC escogido se trata de un T-motor Flame 80 A 12S ESC. El peso es de 0,11 Kg/unidad, y poseen la ventaja de ser Waterproof con un índice IP 55.

Características:

- Programación especial del procesador para un control absoluto sobre el acelerador.
- Compatibilidad con motores tipo disco.
- Todos los ajustes excepto el timing están ajustados de fábrica.
- Compatibles con la mayoría de controladoras de vuelo, soporta hasta 600Hz.
- Diseño especial de PCB usado en aplicaciones UAV, con una carcasa de aluminio CNC.
- Resistente al agua: IP55
- Soporta baterías LiPo de 6s a 12s
- Usado junto con motores Tmotor ofrecen su mayor eficiencia y bajo consumo.

3.2.1.5 *Análisis de las alternativas*

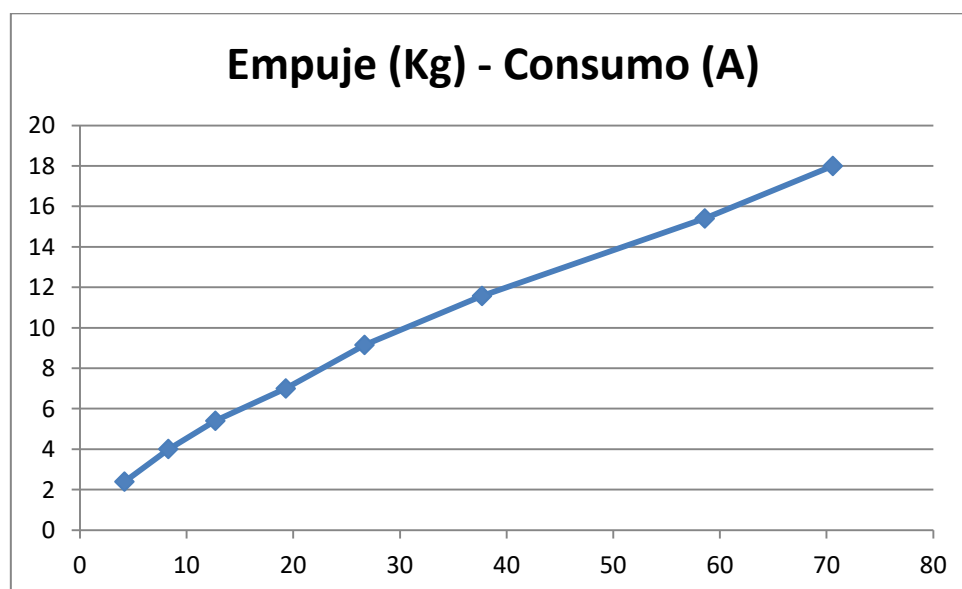
3.2.1.5.1 Datos de un único sistema de propulsión

Se va a partir del análisis de datos relativos a un sistema de propulsión compuesto por un único motor. En todos los casos, la tensión de salida de las baterías va a ser como mínimo de 44,4 Voltios (12S) compuesto por al menos dos baterías en serie.

A continuación se muestra la tabla de datos relativos al consumo de tensión en amperios, empuje generado por la hélice, consumo instantáneo en unidades de potencia, tiempo de vuelo (o de funcionamiento) hasta agotar la batería y empuje útil generado. En todas las alternativas analizadas se van a exponer los datos en tablas idénticas a la mostrada a continuación. Sin embargo, el empuje útil se va a calcular de manera diferente (en este caso, empuje útil = Empuje – peso del motor – peso de la hélice – peso del variador).

%Gas	Amperios (A)	Empuje (Kg)	Consumo (W)	Tiempo de vuelo (horas)	Tiempo de vuelo (min)	Empuje útil
33	4,2	2,395	210,4	5,23809524	314,285714	-0,349
42	8,3	4	409,5	2,65060241	159,036145	1,256
50	12,7	5,4	630	1,73228346	103,937008	2,656
58	19,3	7	956	1,13989637	68,3937824	4,256
66	26,7	9,15	1315,7	0,82397004	49,4382022	6,406
75	37,7	11,57	1848	0,58355438	35,0132626	8,826
92	58,6	15,4	2830	0,37542662	22,5255973	12,656
100	70,6	18	3361,2	0,31161473	18,6968839	15,256

Tabla 1: Datos de un único motor en función de su velocidad de giro (%). Fuente: Elaboración Propia.



Gráfica 1: Empuje-Consumo con un único motor. Fuente: Elaboración Propia.

3.2.1.5.2 Datos para cuatro motores (dos baterías en serie)

El empuje útil será igual a:

Empuje útil = Empuje de los motores – 5,12 Kg (peso de los cuatro motores)-0,416 (peso de las cuatro palas)- 0,44 Kg (peso de los 4 variadores) – 5Kg (peso de las dos baterías).

De éste modo, el peso del conjunto de propulsión-baterías es de 10,976 Kg.

Adicionalmente, se estima un peso del chasis de 10 Kg.

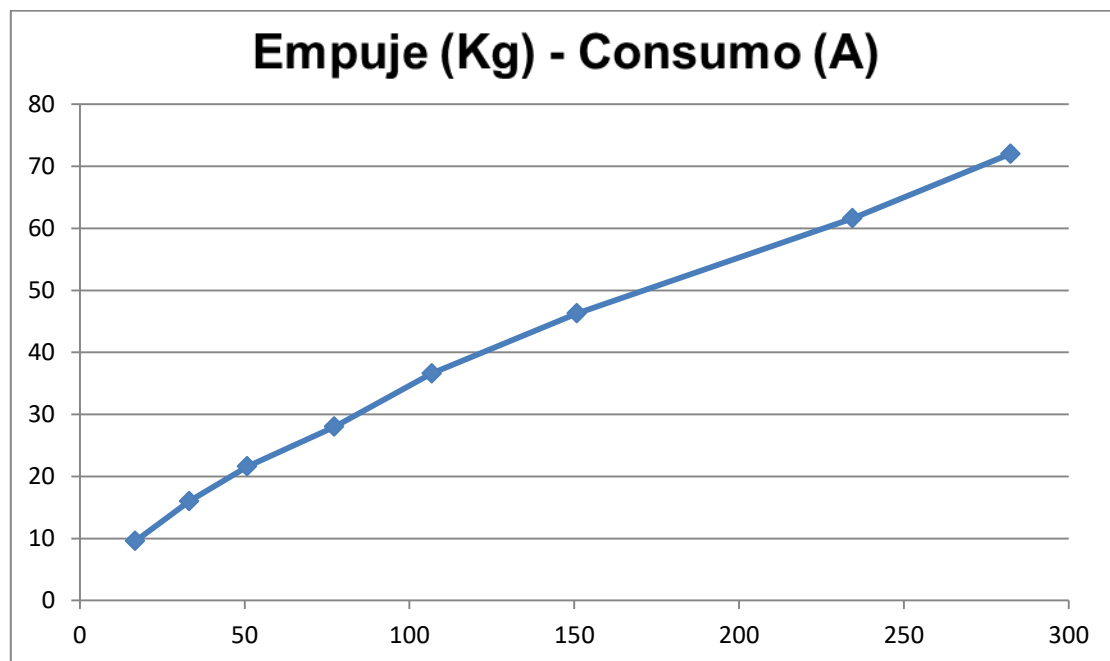
Peso total en vuelo sin carga: 20,976 Kg.

%Gas	Amperios (A)	Empuje (Kg)	Consumo (W)	Tiempo de vuelo (horas)	Tiempo de vuelo (min)	Empuje útil (Kg)
33	16,8	9,58	841,6	1,30952381	78,5714286	-11,396
42	33,2	16	1638	0,6626506	39,7590361	-4,976
50	50,8	21,6	2520	0,43307087	25,984252	-0,624
58	77,2	28	3824	0,28497409	17,0984456	7,024
66	106,8	36,6	5262,8	0,20599251	12,3595506	15,624
75	150,8	46,28	7392	0,14588859	8,75331565	25,304
92	234,4	61,6	11320	0,09385666	5,63139932	40,624
100	282,4	72	13444,8	0,07790368	4,67422096	51,024

Tabla 2: Datos para cuatro motores en función de su velocidad de giro (%). Fuente: Elaboración Propia.

Tiempo de vuelo aproximado en Hovering sin carga (24 min)

Tiempo de vuelo aproximado con carga (+10 Kg) a 60% Gas= **15 min**



Gráfica 2: Empuje-Consumo con cuatro motores. Fuente: Elaboración Propia.

3.2.1.5.3 Datos para ocho motores (dos baterías en serie).

El empuje útil será igual a:

Empuje útil = Empuje de los motores – 10,24 Kg (peso de los ocho motores)-0,832 (peso de las ocho palas)- 0,88 Kg (peso de los ocho variadores) – 5Kg (peso de las dos baterías).

De éste modo, el peso del conjunto de propulsión-baterías es de 16,952 Kg.

Adicionalmente, se estima un peso del chasis de 14 Kg.

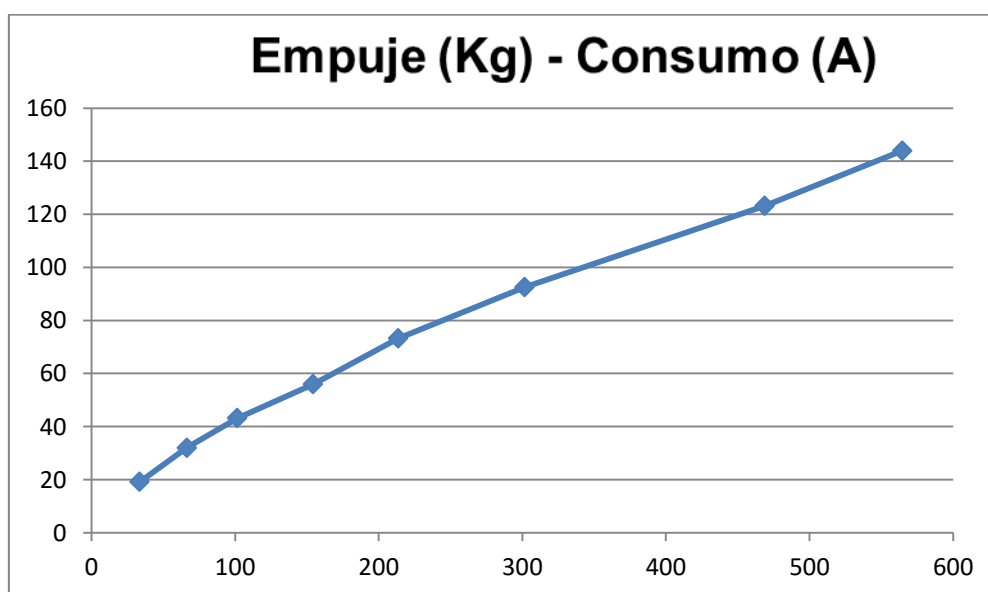
Peso total en vuelo sin carga: 30,952 Kg.

%Gas	Amperios (A)	Empuje (Kg)	Consumo (W)	Tiempo de vuelo (horas)	Tiempo de vuelo (min)	Empuje útil (Kg)
33	33,6	19,16	1683,2	0,6547619	39,2857143	-11,792
42	66,4	32	3276	0,3313253	19,8795181	1,048
50	101,6	43,2	5040	0,21653543	12,992126	12,248
58	154,4	56	7648	0,14248705	8,5492228	25,048
66	213,6	73,2	10525,6	0,10299625	6,17977528	42,248
75	301,6	92,56	14784	0,0729443	4,37665782	62,608
92	468,8	123,2	22640	0,04692833	2,81569966	92,248
100	564,8	144	26889,6	0,03895184	2,33711048	113,048

Tabla 3: Datos para ocho motores en función de su velocidad de giro (%). Fuente: Elaboración Propia.

Tiempo de vuelo aproximado en Hovering sin carga (21 min).

Tiempo de vuelo aproximado con carga (+10 Kg) a 48% Gas=**13,5 min**



Gráfica 3: Empuje-Consumo con ocho motores . Fuente: Elaboración Propia.

3.2.1.5.4 Datos para configuración con cuatro motores (dos baterías en serie y dos en paralelo).

El empuje útil será igual a:

Empuje útil = Empuje de los motores – 5,12 Kg (peso de los cuatro motores)-0,416 (peso de las cuatro palas)- 0,44 Kg (peso de los 4 variadores) – 10Kg (peso de las cuatro baterías).

De éste modo, el peso del conjunto de propulsión-baterías es de 15,976 Kg. Adicionalmente, se estima un peso del chasis de 10 Kg.

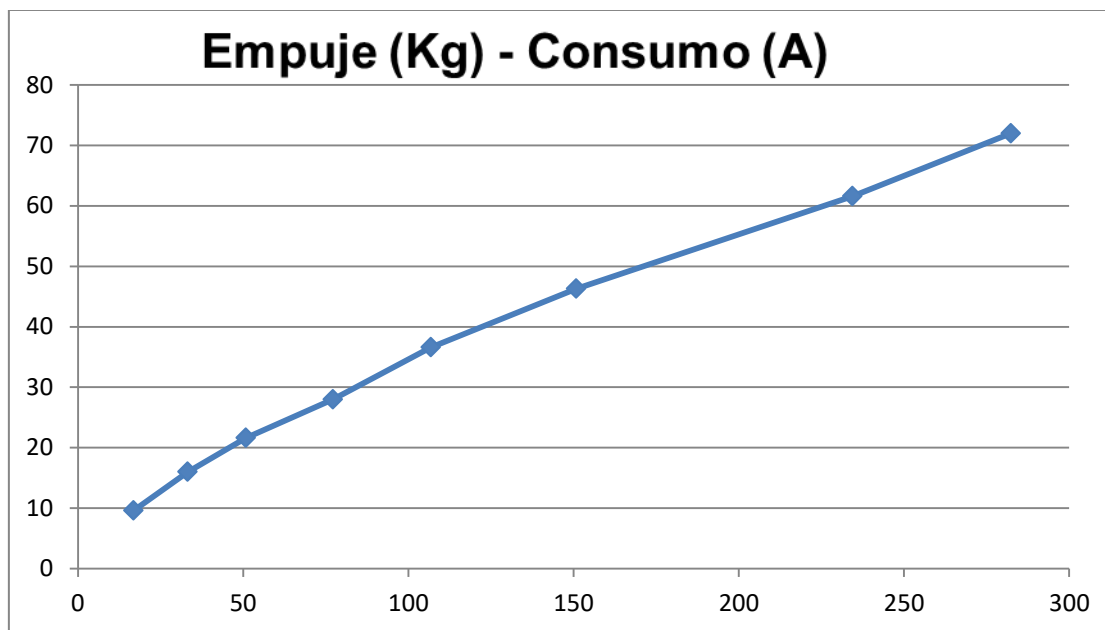
Peso total en vuelo sin carga: 25,976 Kg.

%Gas	Amperios (A)	Empuje (Kg)	Consumo (W)	Tiempo de vuelo (horas)	Tiempo de vuelo (min)	Empuje útil
33	16,8	9,58	841,6	2,61904762	157,142857	-16,396
42	33,2	16	1638	1,3253012	79,5180723	-9,976
50	50,8	21,6	2520	0,86614173	51,9685039	-4,346
58	77,2	28	3824	0,56994819	34,1968912	2,024
66	106,8	36,6	5262,8	0,41198502	24,7191011	10,624
75	150,8	46,28	7392	0,29177719	17,5066313	20,304
92	234,4	61,6	11320	0,18771331	11,2627986	35,624
100	282,4	72	13444,8	0,15580737	9,34844193	46,024

Tabla 4: Datos para cuatro motores en función de su velocidad de giro (%). Fuente: Elaboración Propia.

Tiempo de vuelo aproximado en Hovering sin carga (42 min).

Tiempo de vuelo aproximado con carga (+10 Kg) a 64% Gas=**26 min.**



Gráfica 4: Empuje-Consumo con cuatro motores. Fuente: Elaboración Propia.

3.2.1.5.5 Datos para configuración con ocho motores (dos baterías en serie y dos en paralelo).

El empuje útil será igual a:

Empuje útil = Empuje de los motores – 10,24 Kg (peso de los ocho motores)-0,832 (peso de las ocho palas)- 0,88 Kg (peso de los ocho variadores) – 10Kg (peso de las cuatro baterías).

De éste modo, el peso del conjunto de propulsión-baterías es de 21,952 Kg.

Adicionalmente, se estima un peso del chasis de 14 Kg.

Peso total en vuelo sin carga: 35,952 Kg.

%Gas	Amperios (A)	Empuje (Kg)	Consumo (W)	Tiempo de vuelo (horas)	Tiempo de vuelo (min)	Empuje útil
33	33,6	19,16	1683,2	1,30952381	78,5714286	-16,792
42	66,4	32	3276	0,6626506	39,7590361	-3,952
50	101,6	43,2	5040	0,43307087	25,984252	7,248
58	154,4	56	7648	0,28497409	17,0984456	20,048
66	213,6	73,2	10525,6	0,20599251	12,3595506	37,248
75	301,6	92,56	14784	0,14588859	8,75331565	57,608
92	468,8	123,2	22640	0,09385666	5,63139932	87,248
100	564,8	144	26889,6	0,07790368	4,67422096	108,048

Tabla 5: Datos para ocho motores en función de su velocidad de giro (%). Fuente: Elaboración Propia.

Tiempo de vuelo aproximado en Hovering sin carga (35 min)

Tiempo de vuelo aproximado con carga (+10 Kg) a 52% Gas=**22 min**

3.2.1.5.6 Justificación de la solución adoptada.

De las cuatro alternativas estudiadas, la que posee una mayor autonomía es la configuración con cuatro motores, dos baterías en serie y dos en paralelo (22 minutos con el bloque de sal en situación de estacionario).

Si nos fijamos en los datos relativos a la sustentación, la alternativa que obtiene un mejor resultado es la de ocho motores con 2 baterías en serie (113,048 Kg).

Debido a que todas las alternativas estudiadas pueden levantar la carga a transportar (10 Kg) con un margen de potencia superior al 30%, se valora la opción de mayor autonomía como la más adecuada, optando por la de cuatro motores con dos baterías en serie y dos en paralelo. Además, debido a que es una configuración con cuatro motores, el tamaño de la aeronave, su peso, downwash e inercias e la aeronave en vuelo será inferior, lo cual son puntos adicionales a favor a la hora de corroborar que se trata de la opción más adecuada.

3.2.2 Cálculo de los perfiles aerodinámicos sustentadores

3.2.2.1 Criterios a aplicar

Uno de los factores determinantes a la hora de diseñar las alas fijas, es determinar la capacidad de sustentación que deberán elevar a una determinada velocidad, así como considerar la fuerza de resistencia al avance que se va a generar como consecuencia. Las limitaciones que posee la aeronave son relativas a la envergadura máxima de cada ala, así como a su cuerda máxima. Debido a que las alas van a ir ensambladas en el tren de aterrizaje, siendo este retráctil, la longitud máxima de éste no puede ser excesivamente grande, debido a que podría ser inestable para la aeronave en los aterrizajes (demasiada altura y poca anchura con el centro de gravedad del conjunto muy arriba). Para poder entender el conjunto de características de diseño de un perfil sustentador, en la siguiente figura pueden verse cuales son cada una de estas características.

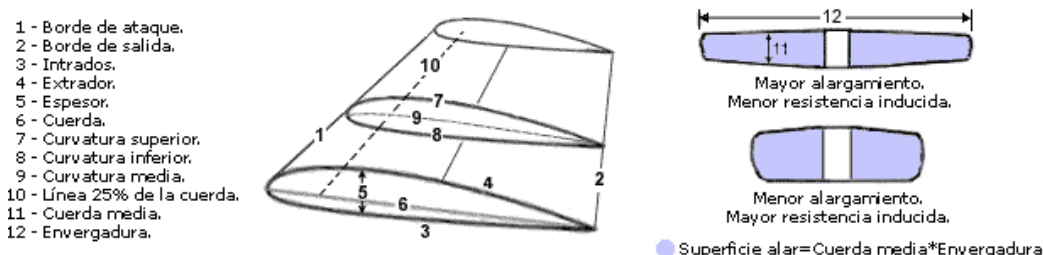


Figura 68: Características principales de un perfil aerodinámico. Fuente: Arfingenieria.com.

Deberán tenerse en cuenta por lo tanto, estos cuatro parámetros para conseguir un diseño lo más efectivo y eficiente posible, que se adecúe a dichas características.

3.2.2.2 Aproximaciones adoptadas

3.2.2.2.1 Efectos del vuelo traslacional en la generación de sustentación

Durante el vuelo traslacional de aeronaves “con rotores en posición vertical”, como los helicópteros o los multirrotores, el flujo de aire del rotor no es vertical. Debido a que se trata de una corriente de aire vertical que “choca” con el aire del fluido entrante perpendicularmente a éste (debido a que se desplaza con una cierta velocidad horizontalmente en dicho fluido), la componente resultante del flujo descendente del rotor posee un ángulo casi horizontal.

Debido a que al tratarse de una aeronave con rotores cuyo eje está en la componente vertical, guarda grandes similitudes con los helicópteros, por lo que se va a considerar que el comportamiento de estos va a ser muy parecido. Por ello, se van a tomar algunas suposiciones aplicables a los helicópteros. Hay que destacar que los rotores de un multirrotor tienen una geometría constante (no tienen paso colectivo ni cíclico variable).

En la siguiente figura puede observarse el movimiento del aire saliente de un rotor de un helicóptero en vuelo traslacional:

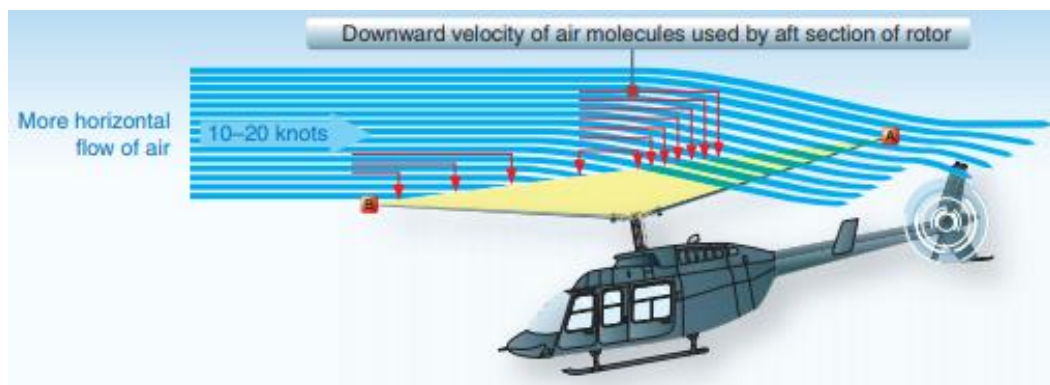


Figura 69: Influencia de la incidencia de un flujo traslacional en un rotor. Fuente: Helicopter flying handbook.

Adicionalmente, gracias a la entrada de un flujo de aire adicional durante el vuelo traslacional, el viento relativo efectivo entrante para generar sustentación en los rotores es mayor. Esto quiere decir, que durante el vuelo traslacional, para un mismo valor de potencia o “revoluciones de giro de los rotores”, el flujo entrante con componente horizontal, genera una sustentación adicional que es mayor que la que se generaría sin la existencia de dicha componente traslacional (en vuelo estacionario).

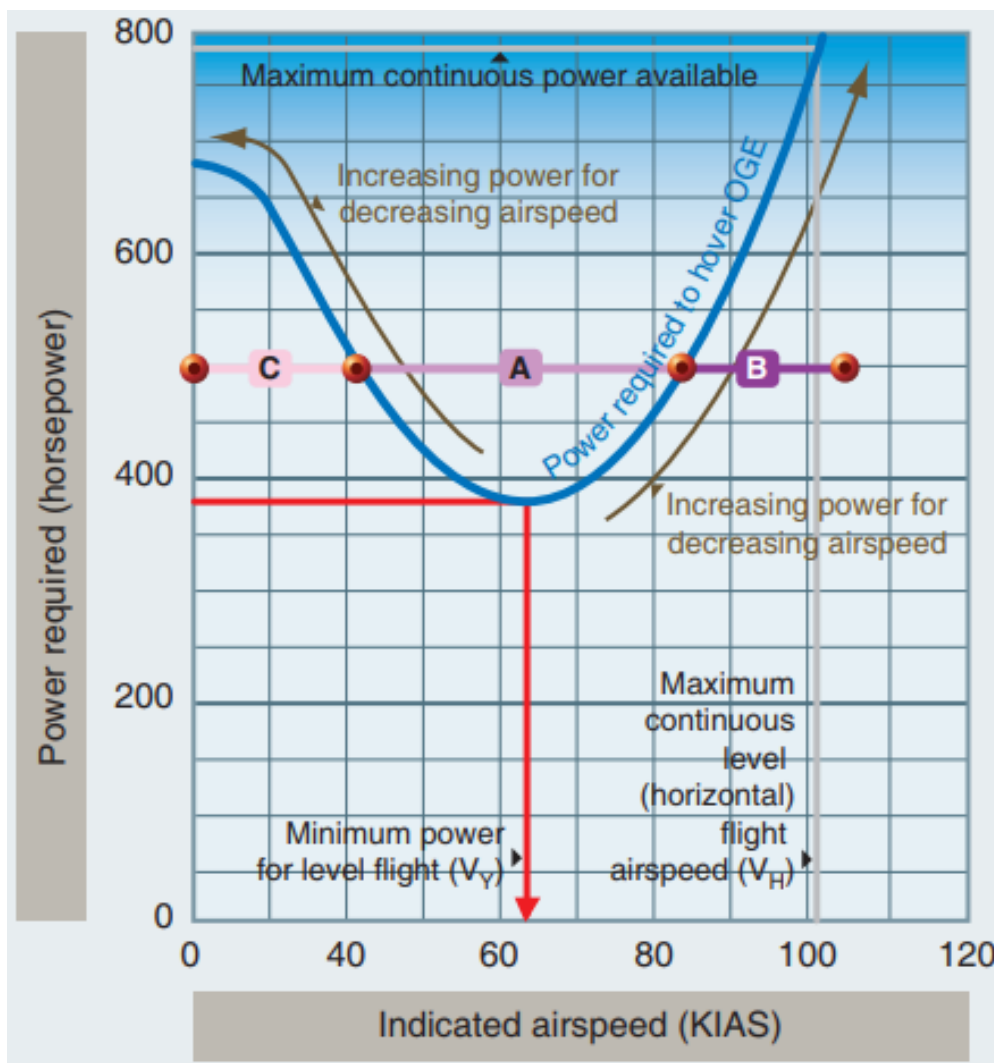


Figura 70: Relación entre la potencia requerida y la velocidad traslacional de un helicóptero entre 0 y 120 Nudo Indicados (KIAS) Fuente: Helicopter flying handbook.

Como puede verse en la figura anterior, la situación en la que más potencia es requerida, siendo la más crítica al mismo tiempo, es la de vuelo estacionario. Debido a que esta situación suelen darse en los momentos del aterrizaje y del despegue, que ya de por sí son el momento más crítico de una aeronave, debe disponerse de un margen de potencia suficiente para asegurar que dicha situación es segura (ya considerado en el cálculo de la propulsión en el punto 3.2.1).

Cuanto mayor es la velocidad traslacional, menor es la potencia requerida por los motores para poder volar. Esta situación tiene un máximo régimen de ascenso para una velocidad de aproximadamente la mitad de la velocidad máxima. Debido a que el multirotor va a poseer alas que generen sustentación adicional, la potencia requerida durante el vuelo traslacional va a ser incluso inferior, siendo la curva representada en la figura – mucho más abrupta en velocidades bajas, y manteniendo un comportamiento mucho más lineal (con menor potencia requerida) a velocidades altas.

3.2.2.2 Dismetría de la sustentación

La velocidad máxima en un helicóptero viene condicionada por razones aerodinámicas. La pala que retrocede en el rotor principal, puede llegar a un punto en el que el viento relativo sea tan bajo que no genere sustentación. Como consecuencia, la aeronave se inclinaría peligrosamente hacia el lado en el que se genera una sustentación inferior, provocando un accidente. Esta diferencia de sustentación generada por la pala que avanza y la que retrocede se conoce como "dismetría de la sustentación".

La diferencia de sustentación generada entre el estacionario y la velocidad máxima se consigue mediante el movimiento de "flapeo", que permite que las palas puedan moverse arriba y abajo a lo largo de su recorrido alrededor del eje de giro. Debido a que el multirotor tiene palas rígidas, no se va a profundizar más en este tema, ya que no es relevante para la aeronave estudiada.

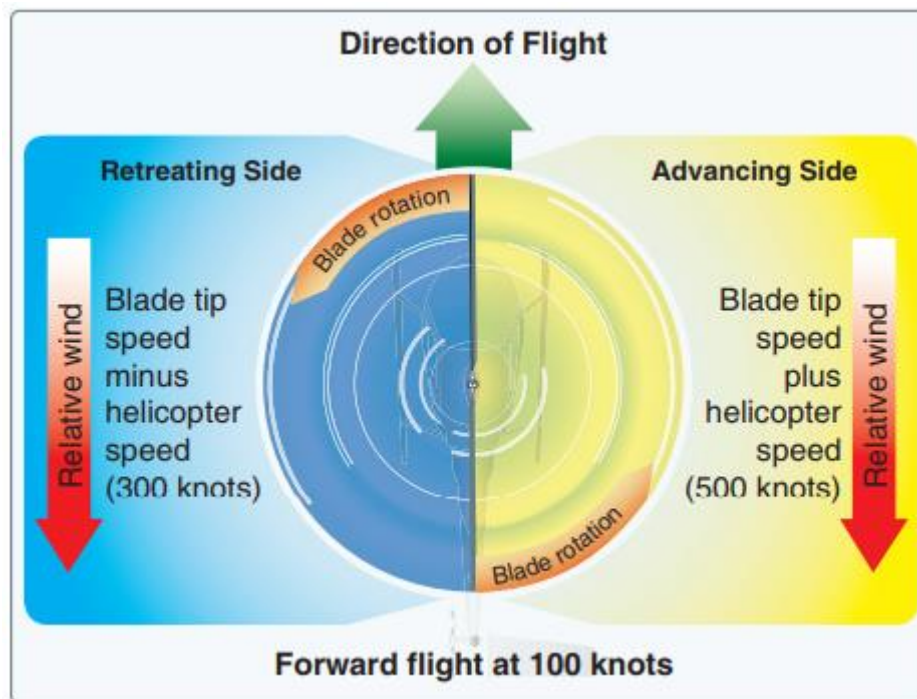


Figura 71: Velocidad relativa del viento para la pala que avanza y la que retrocede. Fuente: Helicopter Flying Handbook.

Sin embargo, cuanto mayor es la velocidad de giro del rotor, y menor es el diámetro del mismo, mayor es la velocidad traslacional máxima que la pala que retrocede es capaz de soportar. Por este motivo, debido a que el drone posee unos diámetros de rotores relativamente pequeños en comparación con un helicóptero, la dismetría de la sustentación no es el factor limitante de la velocidad. Hay que destacar que aunque lo fuera, debido a que existen varios rotores que giran en posiciones opuestas para compensar el momento o "torque" generado por los mismos, en caso de que la mitad del disco rotor de ellos perdiera efectividad, la aeronave no se estrellaría, ya que la mitad de los rotores que giran en sentido opuesto compensaría dicha pérdida (Aunque la sustentación generada por el conjunto sería

aproximadamente la mitad, y podría ser crítico igualmente, a pesar de que la aeronave no provocara un vuelco).

3.2.2.2.3 Límite de velocidad del multirotor

El limitante de la velocidad del multirotor viene impuesto por la controladora. Debido a que posee acelerómetros que continuamente están recalculando la situación de la aeronave en el espacio, un cambio brusco de la posición de la aeronave (producido por un golpe de viento, o un movimiento muy brusco de la misma por causa del piloto), podría desencadenar una situación inestable en la que la electrónica no es capaz de encontrar el equilibrio, quitándole la posibilidad de control al piloto y causando un accidente. Cada controladora posee una velocidad y un ángulo límite que no permite exceder durante el vuelo. Cuanto mayor es la masa, y como consecuencia las inercias dinámicas de la aeronave, menor es la velocidad máxima que puede alcanzar, ya que la controladora "debe trabajar más" para poder compensar las inestabilidades.

En nuestra aeronave, la velocidad máxima permitida por la controladora es de 20 m/s (39 Km/h), pero por razones de seguridad se va a dejar un margen de 3 m/s por lo que las alas se van a calcular para obtener una buena eficiencia a 17 m/s.

3.2.2.2.4 Velocidad del viento efectiva en las alas.

Debido a que en el vuelo traslacional, como se ha nombrado anteriormente, el flujo saliente de los rotores tiene una componente principalmente horizontal, el flujo de aire que "chocará" con las alas durante el vuelo traslacional no es vertical, sino que favorecerá la generación de sustentación de las alas.

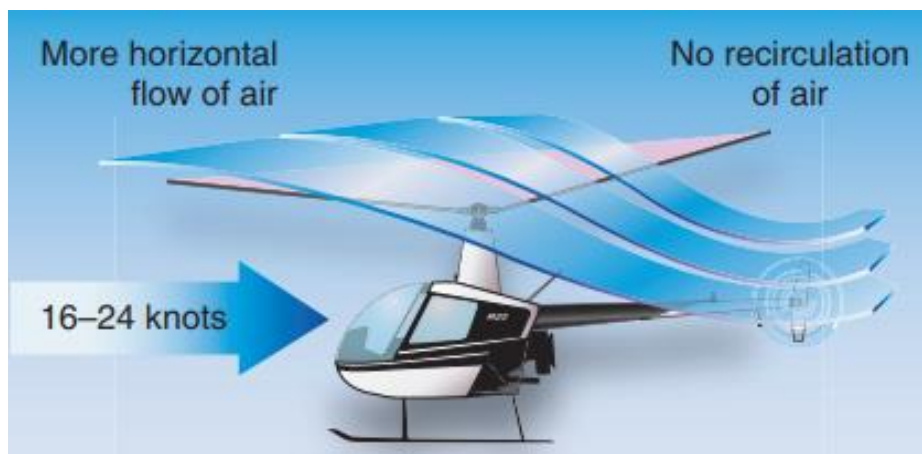


Figura 72: Trayectoria del aire a través de un rotor con velocidad traslacional. Fuente: Helicopter Flying Handbook.

Por este motivo, la velocidad a la que las alas se mueven en el aire se va a considerar de 2 m/s superior a la velocidad de la aeronave en el fluido.

Como consecuencia, la velocidad máxima que se considerará para el cálculo de las alas será de $17 + 2 = 19$ m/s.

3.2.2.3 Alternativas a considerar

3.2.2.3.1 Perfil aerodinámico (geometría)

Fijándonos en las características de los perfiles aerodinámicos NACA, se ha escogido el perfil que poseía un mayor coeficiente de sustentación con una menor resistencia. Para ello se ha valorado dicho coeficiente máximo de sustentación en cualquiera de las posiciones que éste puede adpotar (en el conjunto de ángulos de ataque en el que es eficiente).

En base a este criterio se ha elegido el percil NACA CYH.

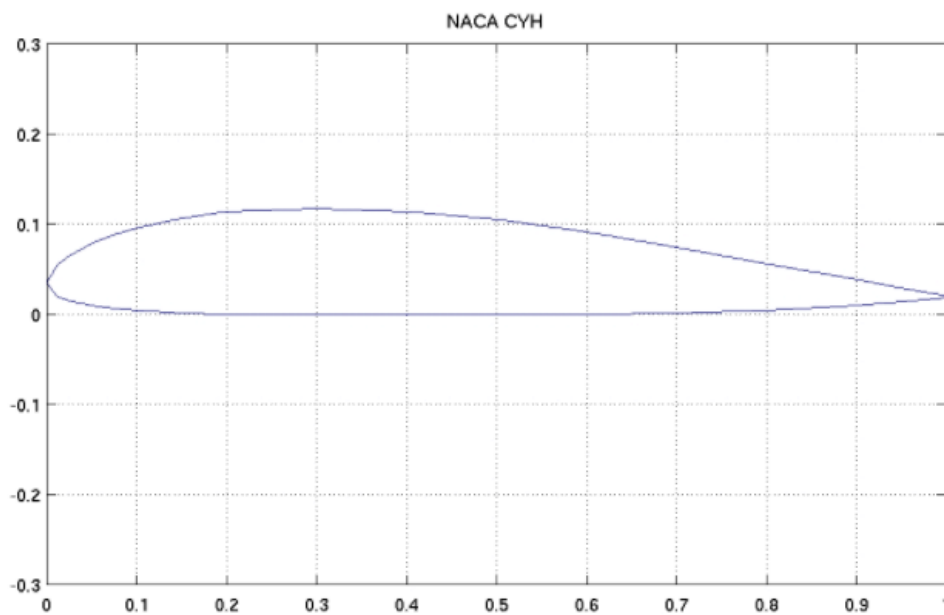


Figura 73: Forma del perfil aerodinámico NACA CYH escogido para las alas del multirotor. Fuente: Airfoil-Tools.

3.2.2.3.2 Dimensionado del ala

Una vez escogido el perfil más adecuado a la aeronave, debe diseñarse el tamaño del mismo. La cuerda y la envergadura son los dos parámetros más importantes para la adecuación del mismo a nuestra aeronave.

Gracias a que las alas se pueden plegar y desplegar con el tren de aterrizaje, y su exposición al flujo descendente de los rotores o "downwash" no va a ser excesivo, debido a que en su posición "tren abajo" el aire no chocará directamente contra las alas, y en su posición "tren arriba" sólo estará en las condiciones de vuelo traslacional, la cuerda y la envergadura del mismo se adecuarán a criterios de estabilidad durante el aterrizaje.

De este modo, la longitud máxima que podemos considerar como adecuada para garantizar la estabilidad en el aterrizaje es de 680 milímetros. La cuerda máxima que podemos considerar adecuada para no crear un perfil excesivamente ancho (y que podría afectar negativamente a la aerodinámica de la aeronave) es de 450 milímetros.

Como consecuencia, la superficie máxima disponible para las alas es de 0,612 m² (306 m²)

Se espera que en vuelo traslacional, la sustentación generada por las alas "compense" al menos el peso causado por el bloque de sal transportado, es decir, 10 Kg.

Para ello, se debe conocer la velocidad traslacional de la aeronave en estas condiciones, así como la densidad, número de Reynolds del aire y ángulo de ataque del perfil aerodinámico.

Durante el vuelo traslacional, el downwash del rotor no se desplaza en dirección perpendicular respecto del eje de la hélice, sino que éste adopta una posición inclinada en la dirección de avance del aire.

Gracias a esta situación, dicho flujo de aire adicional se dirigirá hacia las alas, lo cual aumentará la velocidad relativa del aire, aumentando como consecuencia la sustentación.

Para tener en cuenta dicho efecto positivo, se va a considerar una velocidad adicional de 2 m/s en la velocidad del viento entrante al ángulo de ataque de la superficie aerodinámica. El ángulo de incidencia de dicho flujo se considerará aproximadamente el mismo que el del viento relativo causado por el movimiento de la aeronave a efectos de cálculos.

3.2.2.4 Cálculo de las alas

3.2.2.4.1 Número de Reynolds

El número de Reynolds se puede definir como la relación entre las fuerzas inerciales (o convectivas) y las fuerzas viscosas presentes en un fluido. Éste relaciona la densidad, viscosidad, velocidad y dimensión típica de un flujo en una expresión adimensional.

El número de Reynolds se calcula como:

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu} = \frac{v l}{\nu}$$

Donde:

v = Velocidad del fluido

l = Longitud característica (Anchura de la cuerda de un perfil aerodinámico).

ρ = Densidad del fluido

μ = Viscosidad dinámica del fluido

ν = Viscosidad cinemática del fluido.

Debe tenerse en cuenta que las prestaciones de los perfiles aerodinámicos varían en función de las condiciones del fluido en el que se mueven, así como de la velocidad y modo en el que éstos lo hacen. Para obtener una buena aproximación se debe de calcular el número de Reynolds al que el perfil aerodinámico se va a ver sometido en las condiciones de funcionamiento, y con ello obtener los datos relativos a CL y CD en función del ángulo de ataque necesario.

Se ha calculado el número de Reynolds en una situación atmosférica de 20°C (aproximadamente la misma temperatura a la que existe en el emplazamiento en el que la aeronave volará durante la sesión de verano principalmente), y a una velocidad traslacional de 17 m/s.

Para ello se ha utilizado el calculador de Reynolds que se puede encontrar en la página web que nos aporta los datos relativos a los perfiles aerodinámicos NACA.

Kinematic Viscosity

Example kinematic viscosity values for air and water at 1 atm and various temperatures.

Air

Kinematic Viscosity m ² /s	°C	°F	
1.2462E-5	-10	14	Use
1.3324E-5	0	32	Use
1.4207E-5	10	50	Use
1.5111E-5	20	68	Use

Tabla 6: Viscosidad cinemática del aire a 17 m/s a 20°C. Fuente: Airfoil-Tools.

Velocity	17	m/s	38.028 mph	61.2 kph
Chord width	0.45	m	1.4764 ft	17.717 in
Kinematic Viscosity	1.5111E-5	m ² /s	1.627e-4 ft ² /s	
Reynolds Number	506,254			
<input type="button" value="Calculate"/>				

Figura 74: Cálculo del número de Reynolds para el aire en perfil aerodinámico NACA CYH de acuerdo a los datos de diseño de la aeronave. Fuente: Airfoil-Tools.

El número de Reynolds obtenido es pues de 506254.

3.2.2.4.2 Datos del perfil aerodinámico(C_L y C_D)

A continuación se muestran los valores relativos al coeficiente de sustentación (C_L) y a la resistencia aerodinámica (C_D) en función del ángulo de ataque para un Reynolds de 500000.

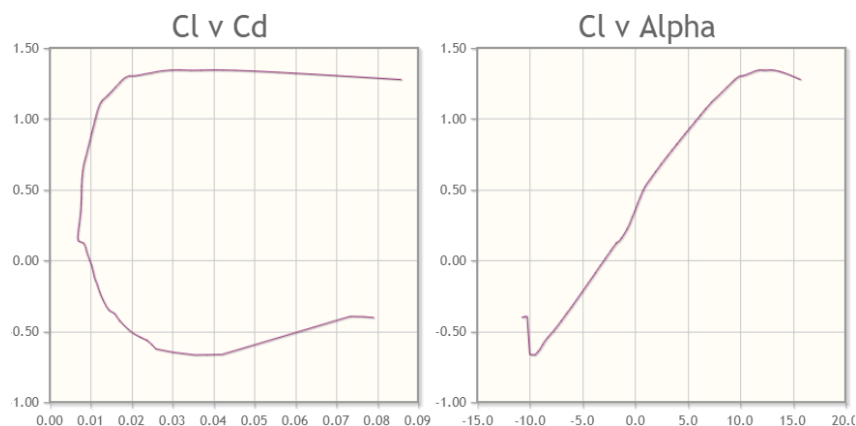


Figura 75: Representación de la evolución del C_L frente al C_D, y del C_L respecto al ángulo Alpha respectivamente. Fuente: Airfoil-Tools.

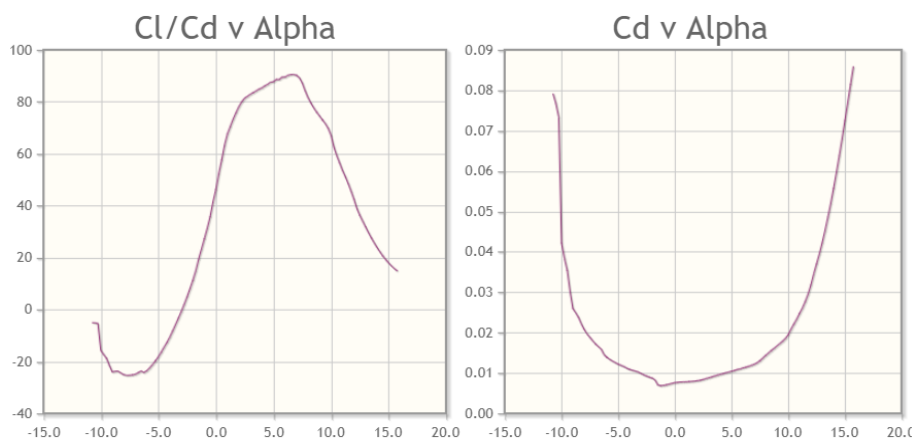


Figura 76: Representación de la evolución del Cl/Cd frente al alpha, y del Cd respecto al ángulo Alpha respectivamente. Fuente: Airfoil-Tools.

3.2.2.4.3 Cálculo de la sustentación generada

A partir de los valores numéricos conocidos para un perfil NACA CYH que se muestran en las cuatro imágenes anteriores, se ha calculado la fuerza de sustentación vertical FL, así como la resistencia aerodinámica FD, a partir de las siguientes ecuaciones:

$$FL = q \cdot CL \cdot S$$

$$FD = q \cdot CD \cdot S$$

Donde q es la presión dinámica, calculada como $q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2$, siendo ρ la densidad del aire (tomada como $1,2 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3}$) y v es la velocidad de avance del perfil aerodinámico (en el caso estudiado de $19 \frac{\text{m}}{\text{s}}$).

El valor de la q obtenido es de 216,6 Pa.

S se refiere a la Superficie aerodinámica del ala en m^2 , y se calcula como $S = c \cdot s$, donde c es la cuerda media del perfil aerodinámico (en nuestro caso constante y de valor 0,45 metros), y s es la envergadura total del perfil aerodinámico (en nuestro caso $2 \cdot 0,68 = 1,36$ metros).

A continuación se muestran los valores de sustentación y drag calculados para los diferentes ángulos de incidencia del perfil aerodinámico:

Alpha (°)	CL	CD	FL (Kg)	FD (Kg)
0	0,45	0,01	6,08690204	0,13526449
2	0,70	0,015	10,145	0,20289673
5	0,85	0,018	11,4974816	0,24347608
6	1	0,019	14,8790939	0,25700253
10	1,35	0,025	18,9370286	0,338
12	1,45	0,03	20,154409	0,40579347
15	1,35	0,08	18,834	1,08211592

Tabla 7: Relación entre ángulo de ataque y fuerza de sustentación y resistencia aerodinámica. Fuente: Elaboración propia.

Como puede observarse, existe un valor límite de ángulo de ataque a partir del cual la sustentación generada por el perfil aerodinámico se ve reducida. Se ha considerado que la superficie efectiva del perfil aerodinámico es completa en todo momento, sin embargo, esto no es así, ya que conforme el ángulo de ataque aumenta, en la superficie superior de la misma, se genera el desprendimiento de la capa límite, creando como consecuencia una disminución de la efectividad de la fuerza sustentadora.

Debido a que no hay experimentos que desvelen los datos relativos a este fenómeno para el tipo de perfil aerodinámico seleccionado, se ha despreciado, lo cual genera un valor de FL superior al que se daría en la realidad en las mismas condiciones.

Puede observarse que la sustentación máxima se obtiene para un ángulo de ataque de aproximadamente 12° , por lo que cabría esperar que se optara por tomar dicho ángulo como el más adecuado a colocar en la aeronave en la situación de la velocidad máxima (La cuál ha sido estudiada).

3.2.2.4.4 Problemas generados en el diseño

Sin embargo, debido a que la aeronave para poder alcanzar esa velocidad de 17 m/s necesita picar su morro, el ángulo del perfil alar no debería de ser 12° respecto de la posición horizontal de la aeronave en tierra o en vuelo estacionario, sino de $12^\circ +$ la inclinación frontal de la aeronave para conseguir esa velocidad traslacional que genera la máxima sustentación.

Existe un problema adicional, debido a que la colocación del perfil aerodinámico en las condiciones anteriormente citadas, provocarían que con una inclinación inferior de la aeronave a la calculada (a cualquier velocidad inferior a la máxima), se vería expuesto a un ángulo de ataque respecto a la dirección del viento superior a los 12° , provocando la entrada en pérdida y con ello a un aumento desmesurado de la resistencia aerodinámica al arrastre(FD), y una disminución de la fuerza de sustentación (FL).

Como alternativa a dicho problema, estimando una inclinación de la aeronave de alrededor de 18 grados para alcanzar dicha velocidad traslacional de 17 m/s, se opta por una reducción en la sustentación máxima del perfil aerodinámico reduciendo su ángulo de ataque en la posición de mayor velocidad y obteniendo un equilibrio que de los mejores resultados posibles en cada una de las fases de vuelo.

Debido a que el término de la velocidad es el que más importancia tiene en el valor numérico del FL y el FD, a bajas velocidades, la entrada en pérdida del perfil no generará tantos problemas como a altas velocidades, por lo que "puede sacrificarse" la eficiencia en estas primeras fases de paso de vuelo estacionario a traslacional.

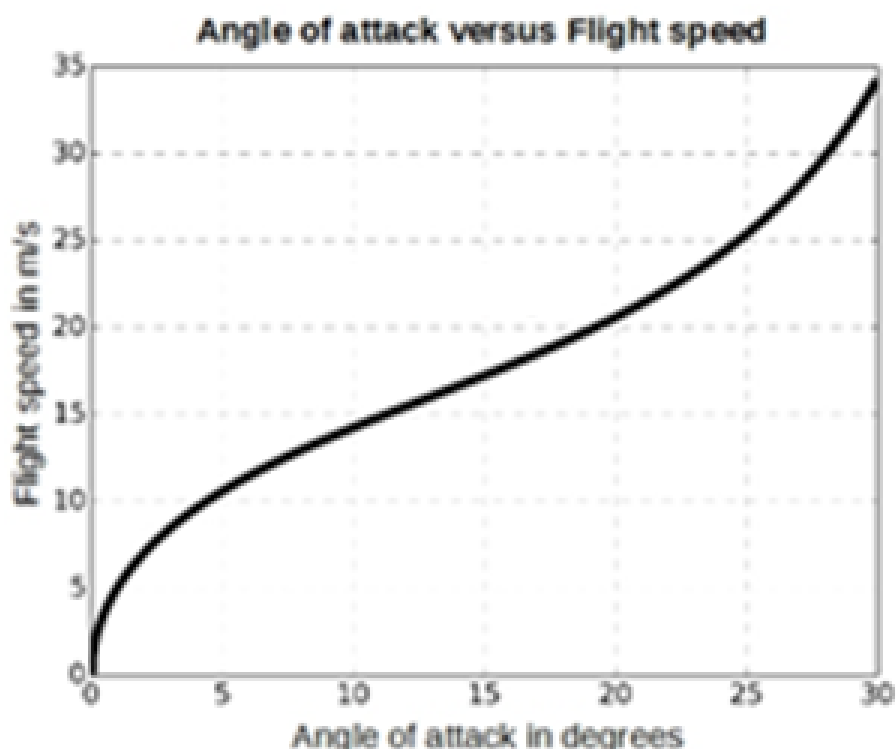


Figura 77: Relación entre el ángulo de ataque y la velocidad traslacional en un drone tipo multirotor DJI S1000.
Fuente: DJI.

Atendiendo a la relación entre el ángulo de ataque y la velocidad traslacional aerodinámica, se puede ver que esta dependencia no es lineal. Existe una gran variación de la velocidad a bajas velocidades con respecto al ángulo de la aeronave con el horizonte, mientras que a medida que la velocidad aumenta, la variación de la inclinación de esta aumenta cada vez más.

Si consideramos un ángulo de ataque de 19° a una velocidad de 5 m/s (velocidad a la cual la aerodinámica empieza a tener efectos en cuanto a fuerza de sustentación) los datos obtenidos para cada una de las fases del vuelo se muestran a continuación.

El ángulo **Beta** representa la inclinación de la aeronave respecto al horizonte.

Alpha (°)	Velocidad aerodinámica relativa (m/s)	Beta (°)	CL	CD	FL (Kg)	FD (Kg)
22	0	0	-	-	0	0
20	5	2	0,3	0,3	0,281	0,281
17	10	5	1,2	0,1	4,496	0,375
12	14	10	1,45	0,03	10,943	0,220
8	17	14	1,4	0,02	14,619	0,217
4	18	18	0,84	0,019	10,197	0,230
3	19	19	0,8	0,016	10,822	0,216

Tabla 8: Fuerza de sustentación FL, de resistencia FD frente al ángulo y velocidad traslacional aerodinámica de la aeronave. Fuente: Elaboración propia.

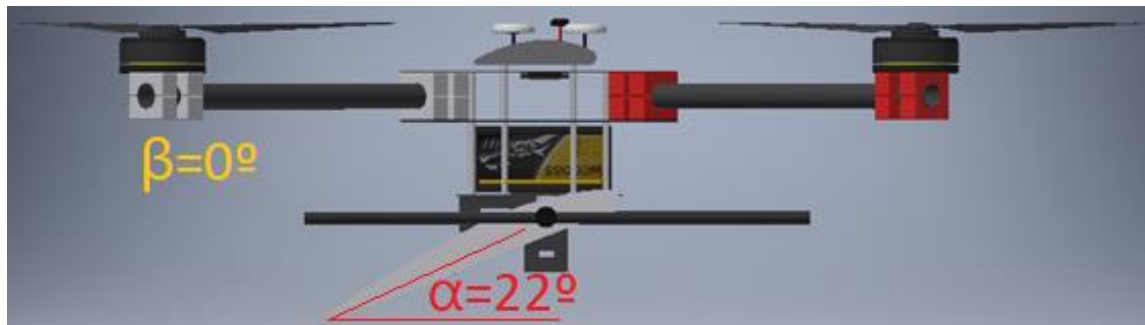


Figura 78: Ángulo de la aeronave Beta frente a ángulo de ataque de las alas alpha. (Vuelo estacionario o hover).
Fuente: Elaboración propia.

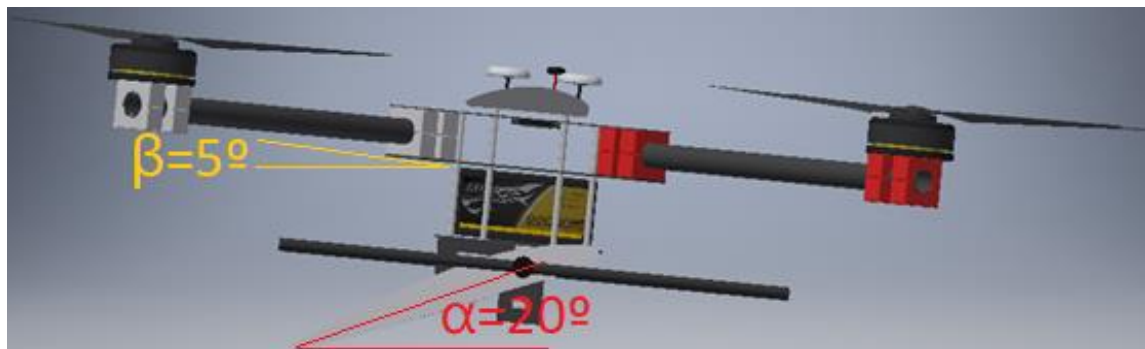


Figura 79: Ángulo de la aeronave Beta frente a ángulo de ataque de las alas alpha. (Velocidad traslacional aerodinámica = 8 m/s). Fuente: Elaboración propia.

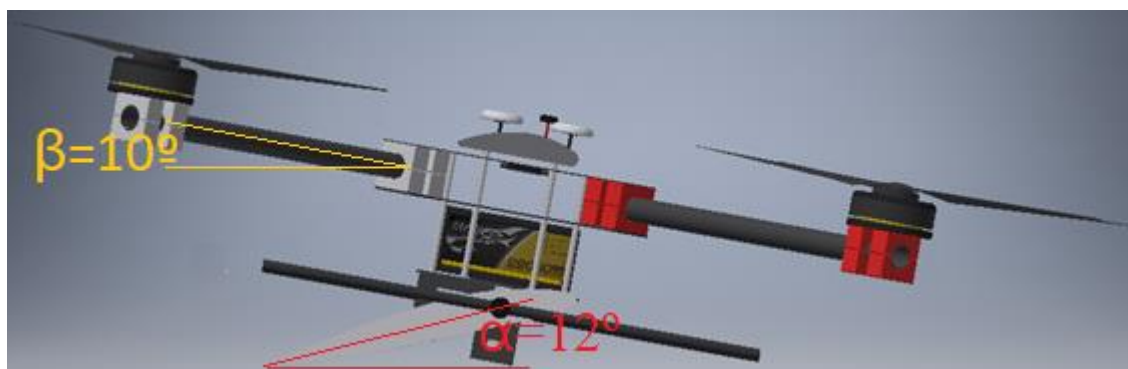


Figura 80: Ángulo de la aeronave Beta frente a ángulo de ataque de las alas alpha. (Velocidad traslacional aerodinámica = 12 m/s). Fuente: Elaboración propia.

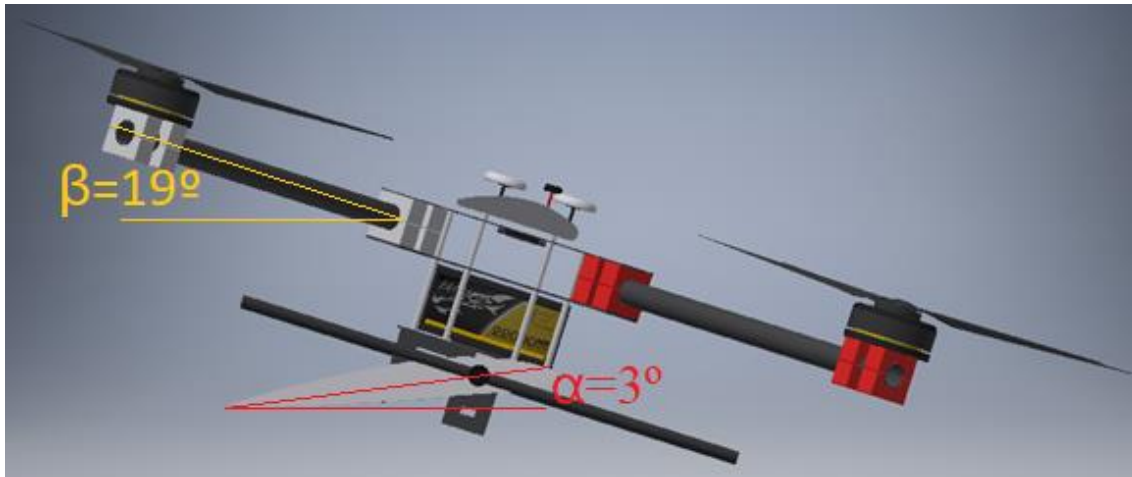


Figura 81: Ángulo de la aeronave Beta frente a ángulo de ataque de las alas alpha. (Velocidad traslacional aerodinámica = 17 m/s). Fuente: Elaboración propia.

Puede observarse que la velocidad que mayor sustentación aerodinámica genera es la de 17 m/s (equivalente a una velocidad de la aeronave de 15 m/s).

3.2.2.4.5 OPCIONES ALTERNATIVAS

1. La solución más eficiente consistiría en un mecanismo que permitiera mantener las alas en un ángulo de 12° respecto al horizonte en todo momento.

Su construcción podría realizarse mediante un servomotor que moviera el ala aumentando o disminuyendo el ángulo de la misma respecto de la aeronave, que podría ir controlado mediante un giróscopo.

De este modo, gracias al giróscopo, se ajustarían las alas de modo que el mismo detectara cualquier cambio de inclinación de la aeronave en movimiento de cabeceo, enviando una orden de control a los servos que controlan el giro de las alas, y con ello consiguiendo que las mismas siempre estuvieran con un ángulo de ataque respecto al viento de 12 grados.

Dicho sistema sin embargo, como desventaja principal desembocaría en un aumento del precio de la aeronave debido a la electrónica necesaria (giróscopo, servos y mecanismos adicionales), los cuales habría que proteger adecuadamente del polvo, precipitaciones y humedad, así como del peso de la aeronave, el cual es crítico.

Adicionalmente supondría una disminución de la robusted del conjunto, debido a que las alas se emplazan en un lugar crítico (el tren de aterrizaje) para el transporte, ya que sobre este se descarga todo el peso de la aeronave y la incorporación del mecanismo podría sufrir daños con relativa facilidad.

2. La segunda opción de diseño consistiría colocar las alas en una posición horizontal e impidiendo el movimiento de su eje (sin colocarlas en el tren de aterrizaje), pero permitiendo un movimiento libre de las alas respecto a su eje de giro (la bayoneta).

Se podría tratar de aprovechar el movimiento de abanderamiento que poseen los perfiles aerodinámicos, el cual consiste en que son capaces de alinearse gracias a las fuerzas aerodinámicas con la fuerza que el fluido en el que se mueven genera sobre estos.

De este modo, se conseguiría que en situaciones de vuelo estacionario, las alas se encontraran en una situación vertical respecto de la aeronave, evitando de este modo que el flujo descendiente de los rotores creara pérdidas al chocar con la parte superior de las alas.

El movimiento de abanderamiento comenzaría cuando la aeronave comenzara a realizar un vuelo traslacional, disminuyendo el ángulo de ataque del perfil automáticamente al aumentar la velocidad gracias a la fuerza del viento.

La situación más eficiente consistiría en que, a la máxima velocidad, las alas se encontraran con un ángulo de ataque de 12° . Para conseguir esto, se podría jugar con un adelanto o retraso de la bayoneta de las alas.

Sin embargo, el problema radicaría en que a velocidades inferiores a la máxima, el ala se posicionaría con un ángulo de ataque superior a los 12 grados (desde los 90° en estacionario, hasta los 12° a velocidad máxima sucesivamente), debido a que la fuerza del flujo de aire no sería suficiente para disminuir este ángulo, y como consecuencia las pérdidas aerodinámicas serían muy grandes sin obtener prácticamente nada de fuerza de sustentación a cambio.

Por este motivo, ésta segunda opción se ha descartado.

3.2.3 Cálculos estructurales

3.2.3.1.1 Diseño previo

Se ha realizado un análisis estructural del chasis (Frame) de la aeronave, compuesto por los brazos de los motores, las placas principales, la placa soporte de las baterías, el gancho de carga y de todos los componentes necesarios para mantener a todas las piezas unidas entre sí (separadores y soportes de los brazos/motores).

Para llevarlo a cabo se realizó un diseño previo con dimensiones que se previamente se había estimado que serían suficientes para soportar las cargas, teniendo en cuenta la geometría necesaria para soportar la motorización, las alas y el tren de aterrizaje, el gancho de carga, bloque de sal y componentes electrónicos necesarios.

Una vez terminado, mediante una simulación estructural llevada a cabo con el programa de diseño Inventor, se le asignó a cada componente estructural el material con el que iba a ser fabricado, y se ensambló conjuntamente para comprobar su resistencia.

3.2.3.1.2 Requisitos a cumplir por el chasis o "Frame"

Entre los objetivos de diseño principales, está garantizar una buena resistencia del chasis frente a rotura y flexión. El coeficiente de seguridad contra rotura de los componentes estructurales deberá ser de 3,5.

El espesor y material de los componentes deberá ser el menor posible en aras de reducir la masa del conjunto hasta un valor mínimo.

La flexión de los brazos soporte de los motores deberá ser como máximo de aproximadamente 3 mm. Una flexión superior a este valor, sería una deformación que podría afectar a la "performance", o actitud de vuelo de la aeronave, ya que la variación de la geometría durante el vuelo, y con ello de la posición de los motores, podrían desembocar en un pilotaje y control por parte de la controladora malo.

3.2.3.1.3 Aproximaciones adoptadas

A la hora de realizar el análisis estructural, se ha supuesto que la aeronave estuviera en las condiciones más desfavorables (con una potencia del 100% en cada uno de los motores y con una carga de pago que le impida elevarse desde el suelo).

Para simular la citada situación, se ha impuesto una carga que consiste en un empuje vertical de 18 Kg por motor (72 Kg en total), a la cual se le ha restado el peso del propio motor y de la hélice (1,384 Kg/brazo). Por lo tanto, se ha calculado la estructura para un empuje de 16,616 Kg/brazo. Dicho empuje se ha distribuido uniformemente en cada uno de los cuatro agujeros pasantes pertenecientes a los soportes de los motores, de los que el motor "tirará" cuando genere empuje.

Por otro lado, como restricción al movimiento se ha impuesto un bloqueo total (eje x,y,z) en los agujeros a los que se atornillara la carga que la aeronave deberá transportar, pertenecientes a la placa soporte de las baterías.

A continuación se muestra la configuración de la aeronave en vuelo traslacional con el tren de aterrizaje arriba, y por lo tanto, las alas en horizontal para poder generar sustentación.

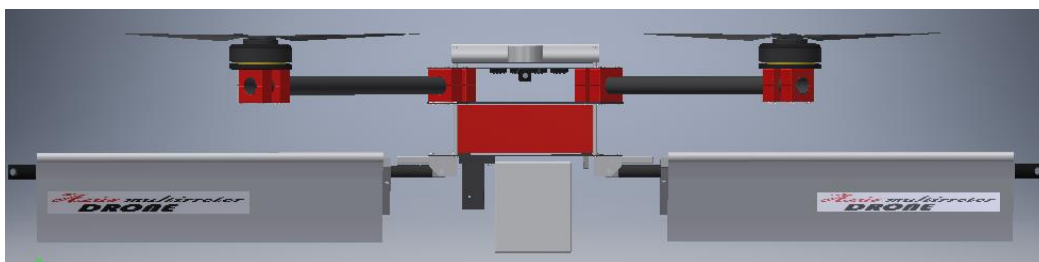


Figura 82: Vista frontal de la aeronave en configuración para vuelo traslacional. Fuente: Elaboración propia.

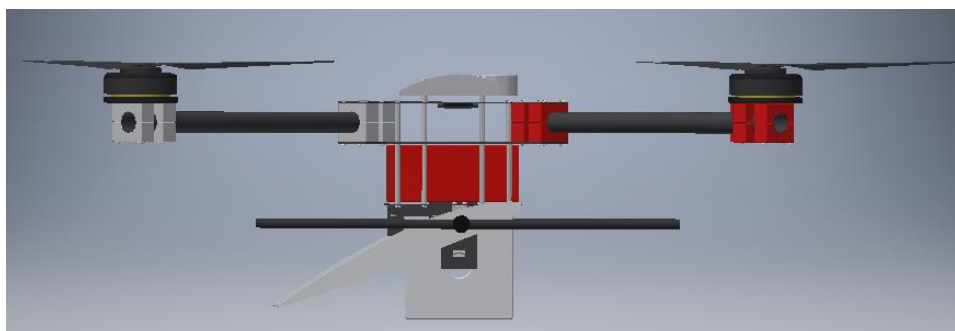


Figura 83: Vista lateral de la aeronave en configuración para vuelo traslacional. Fuente: Elaboración propia.

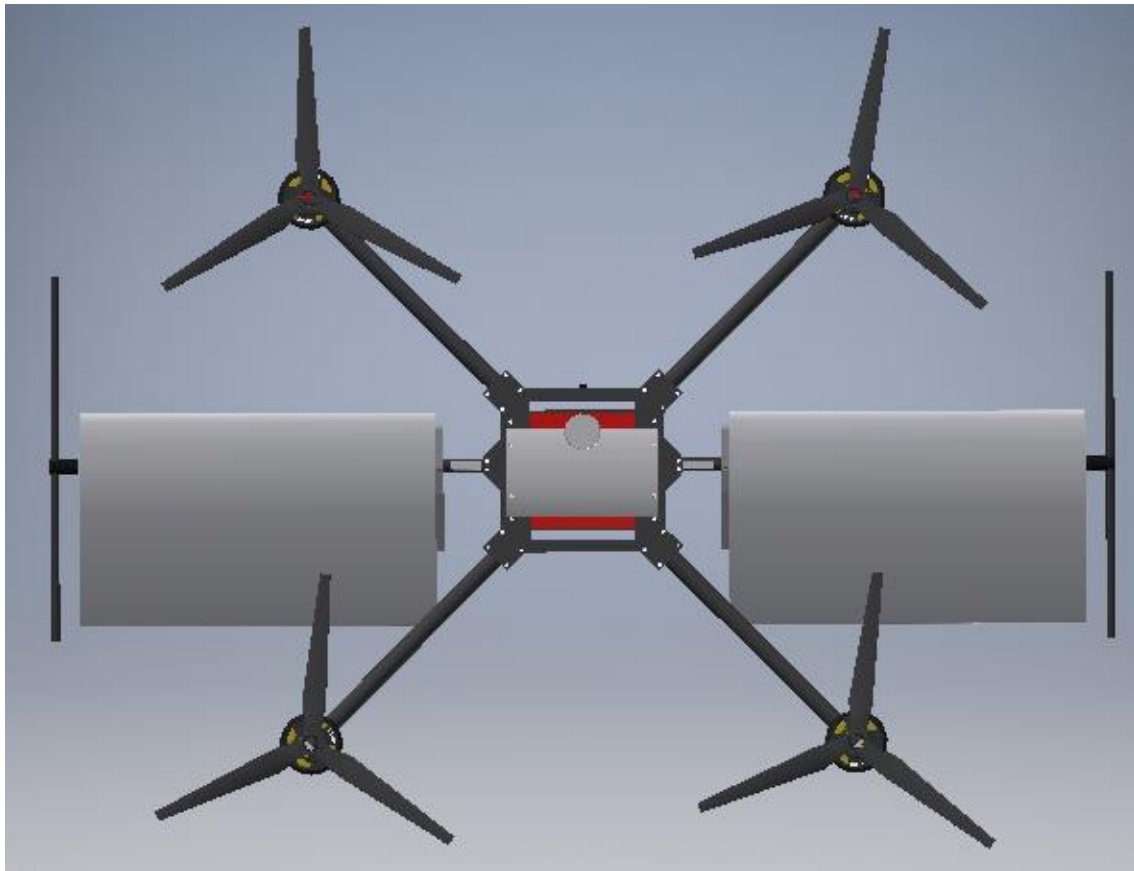


Figura 84: Vista superior de la aeronave en configuración para vuelo traslacional. Fuente: Elaboración propia.

3.2.3.1.4 Procedimiento de análisis y rediseño

Tras realizar la simulación se comprobó que algunos de los componentes, como los brazos de los motores, flexaban en exceso, rompían o tenían un coeficiente de seguridad muy bajo, mientras que por el contrario, otros tenían un coeficiente de seguridad muy elevado.

Para remediarlo se disminuyó el espesor de los componentes, o se retiró material de las superficies con un coeficiente de seguridad demasiado elevado en aras de reducir su peso y se aumentó el espesor, se añadieron refuerzos o se cambió el material de los componentes con coeficientes de seguridad muy elevados. Cabe destacar que el añadido de redondeos en las placas de fibra de carbono liberaron muchas tensiones en las "aristas vivas" existentes en el primer estudio.

Una vez diseñadas las piezas, dimensionadas inicialmente en base a comparación con otros drones de gran tamaño, se ha procedido a realizar un análisis de tensiones.

Se han ido modificando los espesores, tamaños y materiales de cada uno de los componentes que daban como resultado en el conjunto un CS inferior a 3,5.

A continuación se muestran algunas imágenes del procedimiento seguido para el diseño final del conjunto:

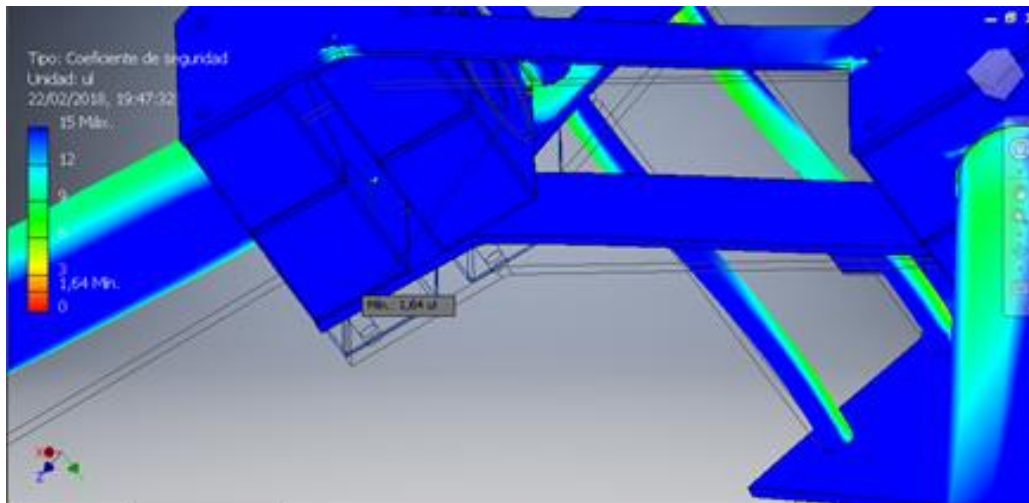


Figura 85: Valor de coeficiente de seguridad crítico en el soporte de los brazos de material ABS. Fuente: Elaboración propia.

Para solucionarlo se cambió el material de los soportes por aluminio, trasladado el valor crítico a la placa soporte de las baterías.

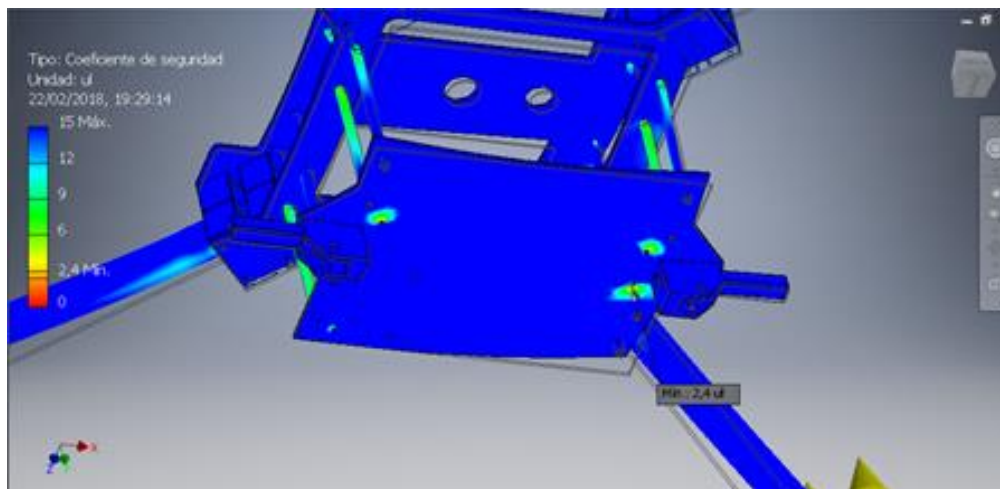


Figura 86: Valor de coeficiente de seguridad crítico en la placa soporte de las baterías (Polímero reforzado con fibra de carbono y 3 mm de espesor). Fuente: Elaboración propia.

Para solucionarlo se colocó una plaquita de refuerzo de material polímero reforzado con fibra de carbono entre los dos agujeros críticos. Dicha acción trasladó la zona crítica a los agujeros del lado opuesto de la placa soporte de las baterías.

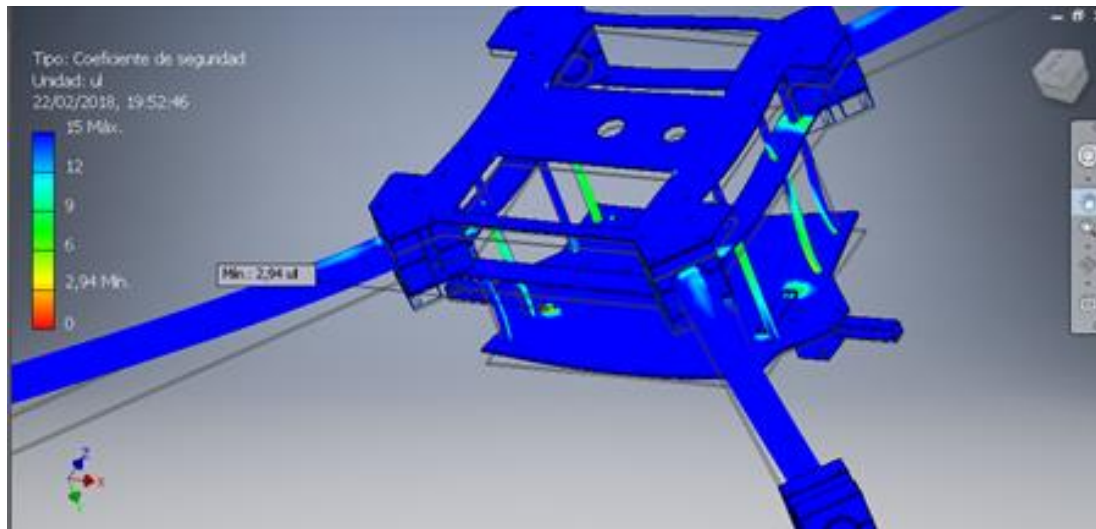


Figura 87: Plaquita de refuerzo colocada en el lado derecho de la placa soporte de las baterías y coeficiente de seguridad crítico en el lado opuesto de la misma. Fuente: Elaboración propia.

Para solucionarlo se procedió de manera análoga al paso anterior, consiguiendo un coeficiente de seguridad del conjunto aceptable.

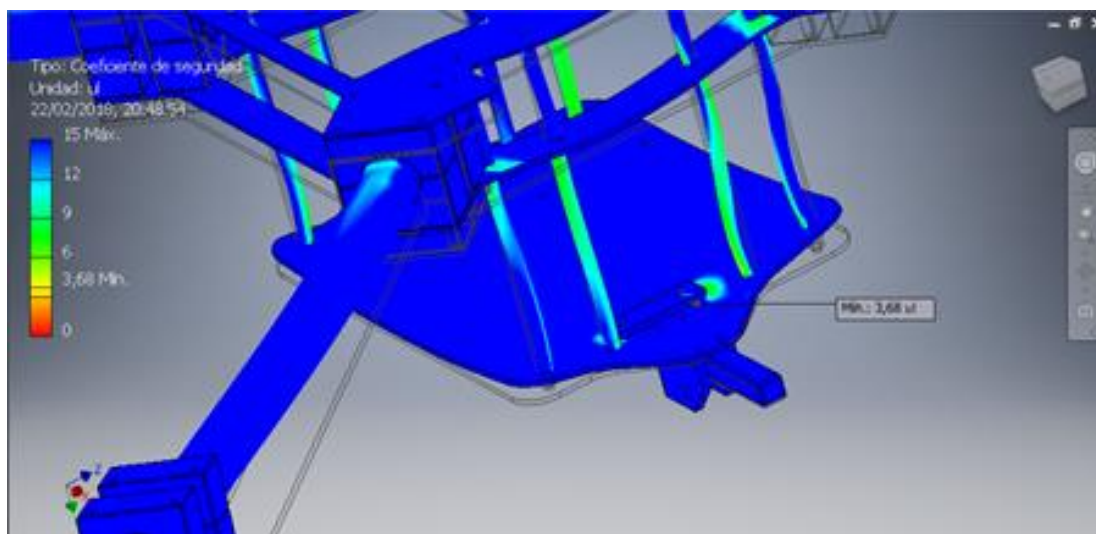


Figura 88: Coeficiente de seguridad aceptable (3,68). Fuente: Elaboración propia.

Una vez conseguido el objetivo se ha procedido a reducir el material en la medida de lo posible, en aras de conseguir una reducción del peso de la aeronave.

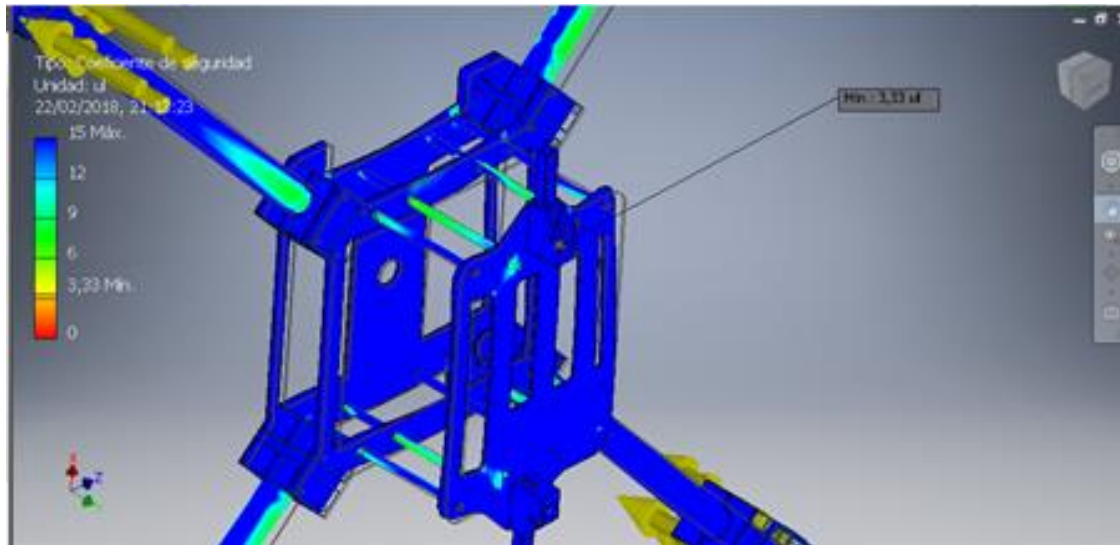


Figura 89: Cortes en la placa soporte de las baterías para reducir peso. Fuente: Elaboración propia.

Dicha acción redujo en exceso el coeficiente de seguridad del conjunto, por lo que se modificó de nuevo su geometría para alcanzar el mínimo de 3,5.

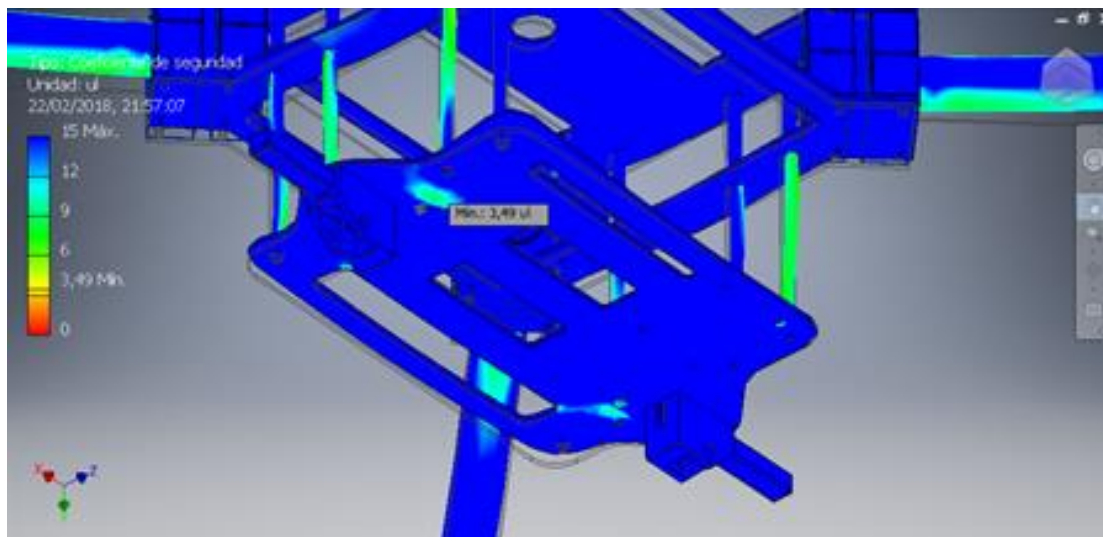


Figura 90: Modificación en la geometría de la placa soporte de la batería para conseguir un coeficiente de seguridad de 3,5. Fuente: Elaboración propia.

En el resto de componentes se procedió previamente de manera análoga hasta llegar a la situación final, cuyos valores más relevantes se ven a continuación:

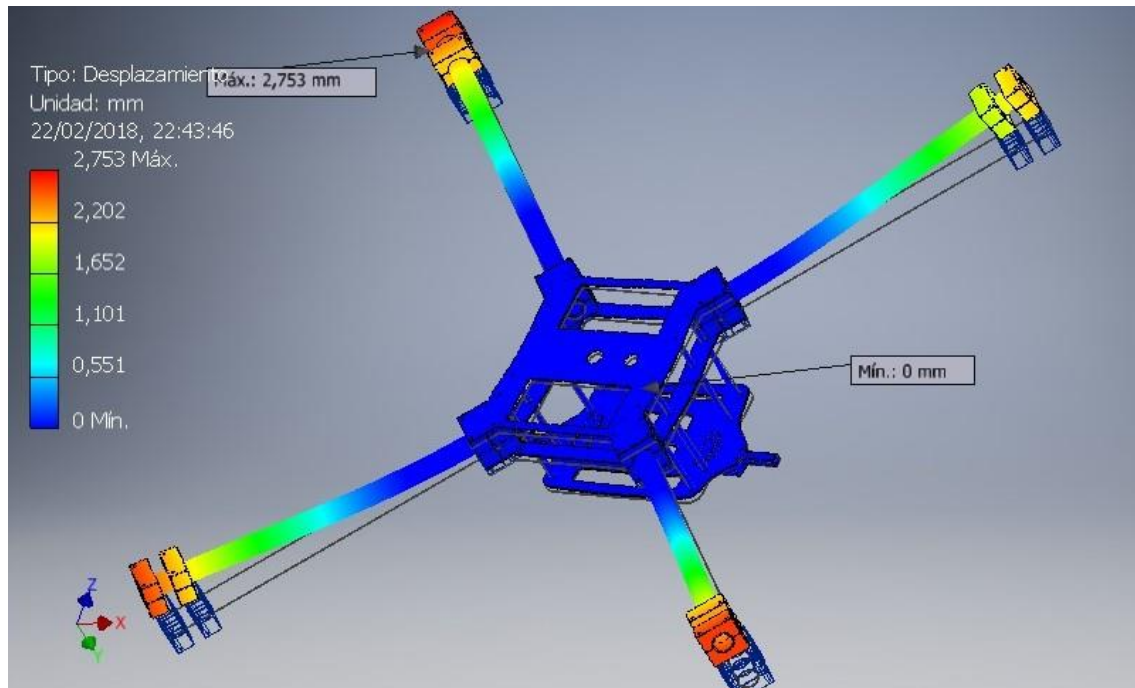


Figura 91: Deformada y desplazamiento máximo del conjunto (2,811mm.) Fuente: Elaboración propia.

El valor del desplazamiento límite en el extremo de los brazos de los motores debería ser inferior a 3mm de acuerdo con lo consultado con otros fabricantes de drones de gran envergadura ($2,811 < 3$) por lo que el diseño es adecuado en este aspecto.

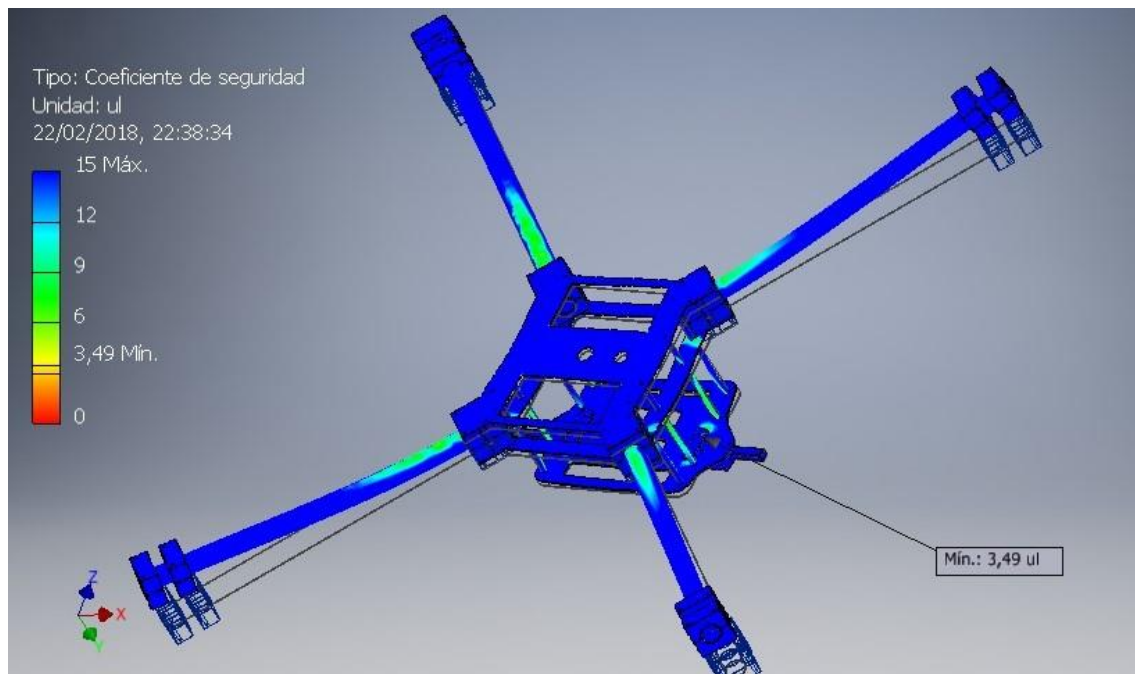


Figura 92: Coeficiente de seguridad en todo el conjunto. Fuente: Elaboración propia.

Coeficiente de seguridad de 3,49 (aproximadamente 3,5) en la situación más desfavorable, por lo que el diseño se considera aceptable en este aspecto.

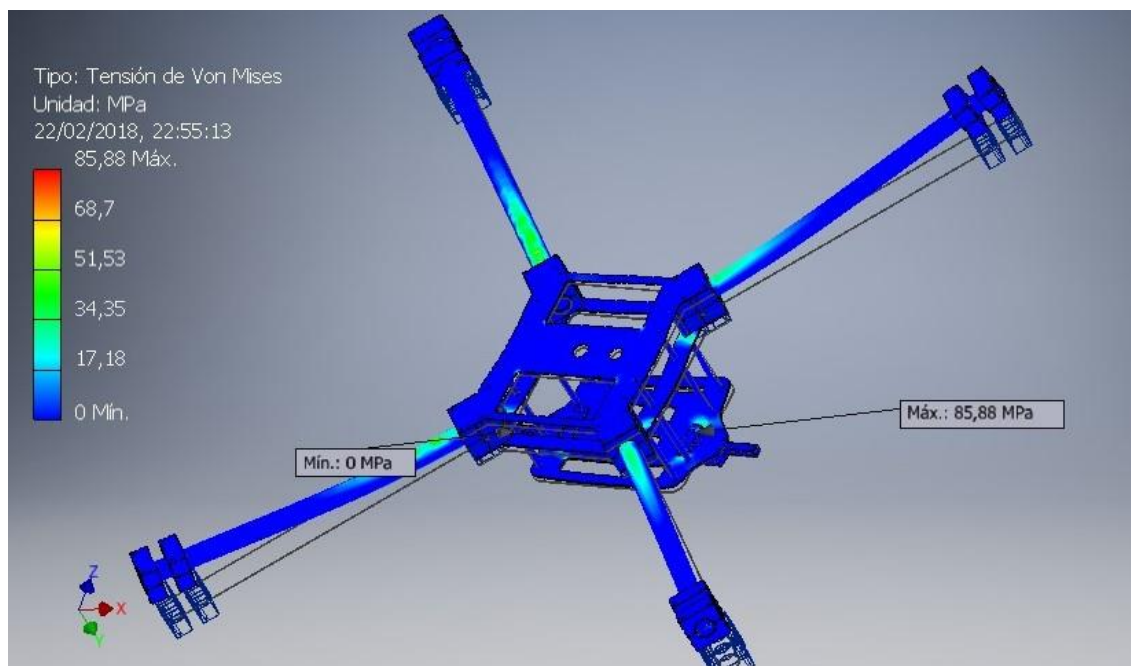


Figura 93: Tensión de Von Mises. Fuente: Elaboración propia.

Finalmente, el análisis de tensiones da una tensión máxima de 86,08 MPa.

3.2.3.1.5 Justificación de los resultados de diseño estructural obtenidos

La situación a la que se ha sometido la estructura en la simulación es más crítica que a la que se verá sometida en la realidad. Una aeronave siempre debe de mantener un margen de motor de seguridad (entorno al 30-35%) para mantener el vuelo estacionario, de modo que en caso de, por ejemplo, una corriente descendente, se vea con capacidad para mantener la altitud. Por este motivo, NUNCA excepto en situaciones de emergencia deberá utilizar el total de su potencia para mantener el vuelo.

En lo que a la simulación se refiere, la carga de la aeronave no se repartirá entre “sus dos límites extremos” como en la simulación (la parte externa superior de los brazos y los anclajes de la carga), sino que dicha carga se repartirá de una manera más o menos uniforme a lo largo de todo el chasis (peso de las baterías, peso de los componentes, peso de la carga de pago, del mecanismo del gancho etc...), por lo que el coeficiente de seguridad real tendrá un valor mayor al simulado.

3.2.3.2 Gancho de carga

Se ha realizado el diseño de un gancho de carga para el transporte de los bloques de sal.

3.2.3.2.1 Requisitos a cumplir por el gancho de carga

Debido a que el bloque de sal se soltará en un emplazamiento en el que no será posible la asistencia por parte de ninguna persona u operario en tierra, el gancho de carga deberá de poder ser controlado remotamente, de modo que pueda soltarse el bloque mediante un accionamiento mecánico.

Además, para garantizar un enganche seguro y rápido, el método de “amarre” del bloque al dron deberá ser suficientemente fácil y accesible.

Debido a que la aeronave entre otras características, está diseñada para volar en ambientes húmedos e incluso de precipitación, la electrónica de accionamiento del gancho deberá estar protegida contra el agua, o en su defecto, ser resistente a ésta.

3.2.3.2.2 Diseño

Se ha realizado un diseño atendiendo con las dimensiones del bloque de sal. El sistema puede dividirse en dos conjuntos independientes.

Los bloques de sal se fabrican con una geometría “estándar” con un peso de 10 kg, la cual se muestra en la siguiente figura:

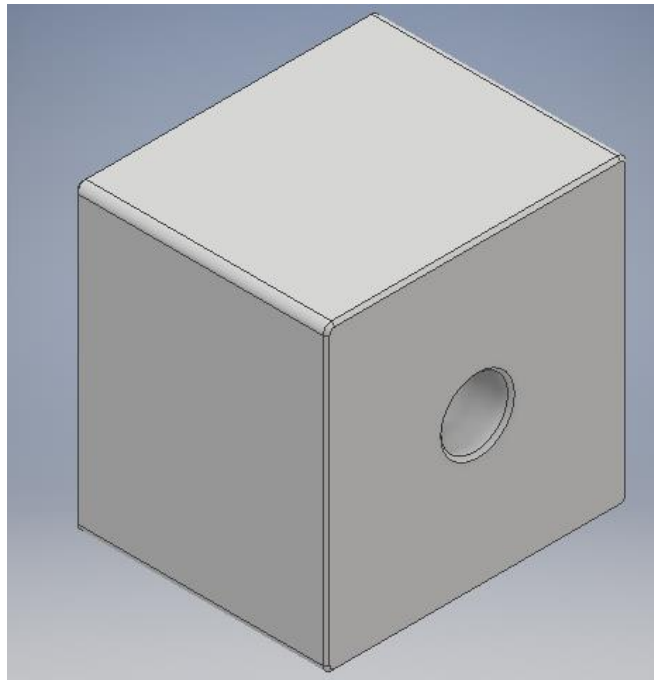


Figura 94: Geometría del bloque de sal. Fuente: Elaboración propia.

3.2.3.2.3 Soporte inmóvil

Por un lado, se cuenta con un soporte inmóvil que va atornillado al chasis del multirrotor. Dicho soporte tiene como única función soportar la cuerda que amarrará en uno de sus extremos el bloque de sal al chasis.

3.2.3.2.4 Soporte de accionamiento remoto

El segundo soporte es el que tiene una mayor complejidad, ya que es de un mayor tamaño, y además es el que portará el mecanismo y la electrónica necesaria para poder soltar la carga remotamente.

El accionamiento mecánico del sistema se realizará mediante un servo y una varilla.

El funcionamiento de la suelta remota es el siguiente:

1. El bloque de sal se sujeta al chasis del multirotor mediante una cuerda que pasa por el interior del agujero del bloque de sal. Una de las caras laterales del bloque deberá colocarse en contacto con la cara inferior de la placa que soporta el gancho (que a su vez es la misma que hace de soporte de las baterías en su cara superior).
2. En uno de los extremos, la cuerda se amarrará en el soporte inmóvil, de manera que nunca se pueda soltar del mismo.
3. El otro extremo poseerá un lazo que se amarrará en un orificio que portará el mecanismo de suelta remota, a través del cual pasará una varilla que impedirá que la cuerda se salga del orificio.
4. La varilla pasante por el orificio irá unida al brazo del servo mecánico.
5. Cuando el servo mecánico mueva el brazo a una determinada posición, la varilla se desplazará y permitirá la suelta del lazo de la cuerda que soporta el bloque de sal, dejándolo caer.
6. Para volver a engancharlo, bastará con colocar el bloque de sal en su posición con la cuerda pasando por su agujero, colocar el lazo en el hueco de la varilla pasante, y accionar de nuevo el servo para que la varilla "amarre" la cuerda hasta que se quiera soltar de nuevo.

Es un mecanismo sencillo pero efectivo, lo cual lo hace que su fallo sea casi imposible sin requerir de un mecanismo complejo.

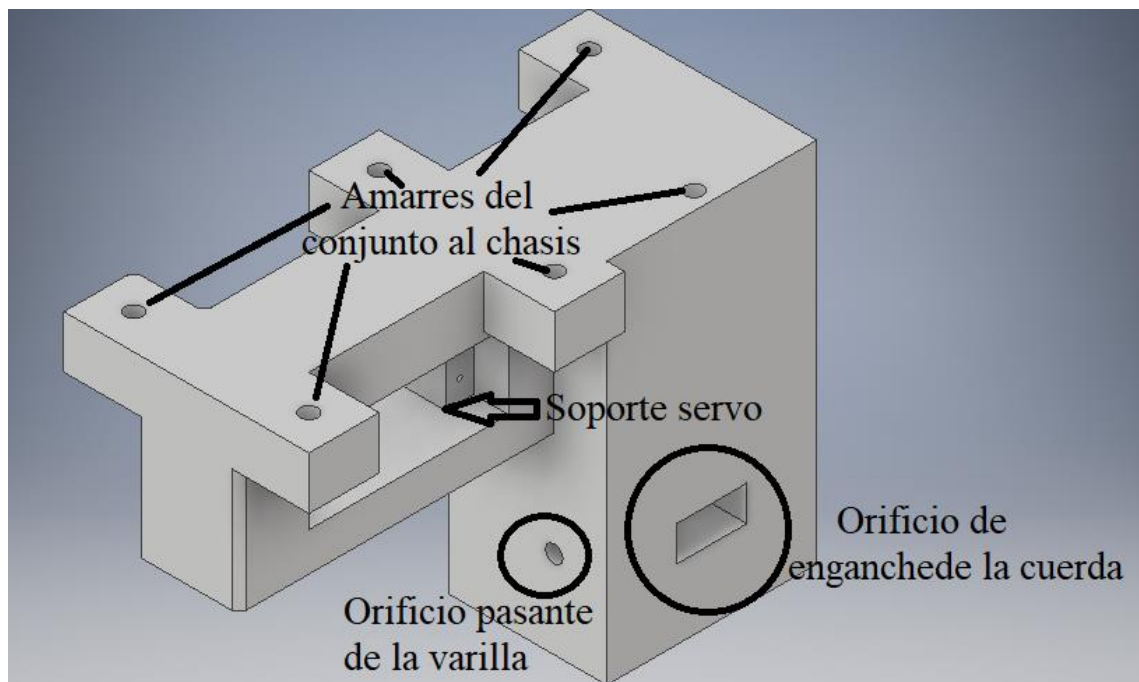


Figura 95: Conjunto soporte de accionamiento remoto. Fuente: Elaboración propia.

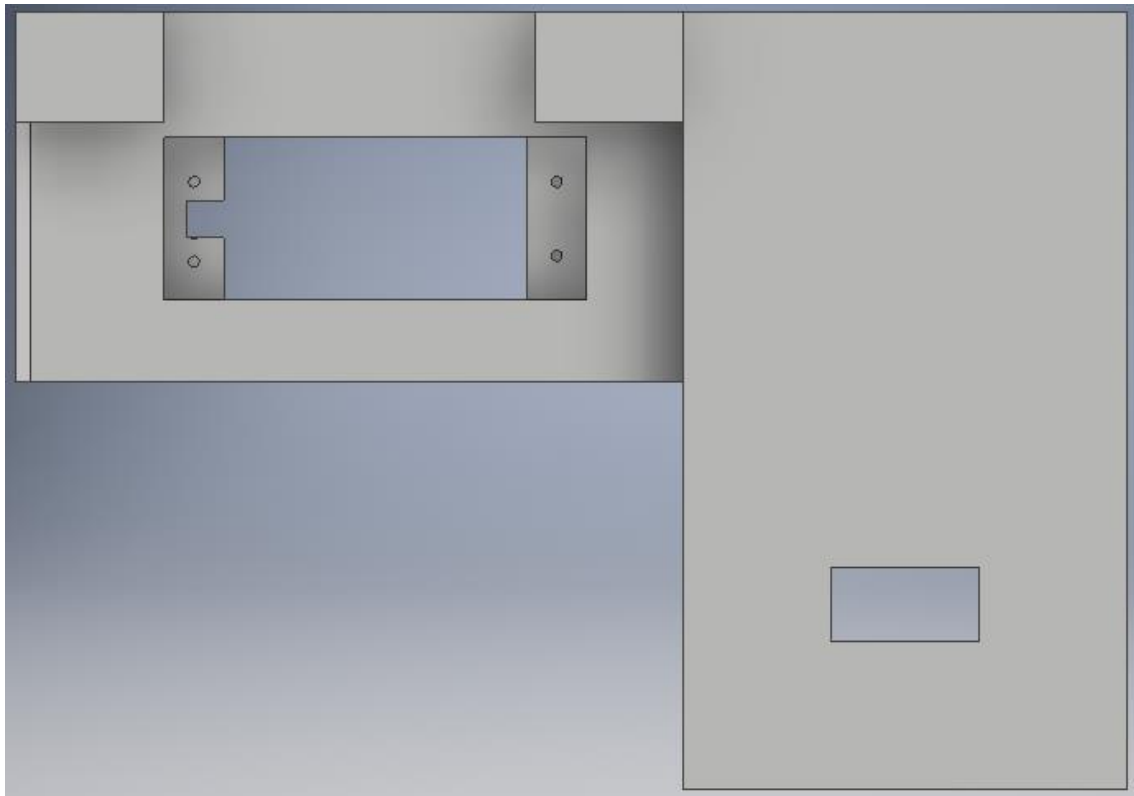


Figura 96: Vista lateral del conjunto de accionamiento remoto. Fuente: Elaboración propia.

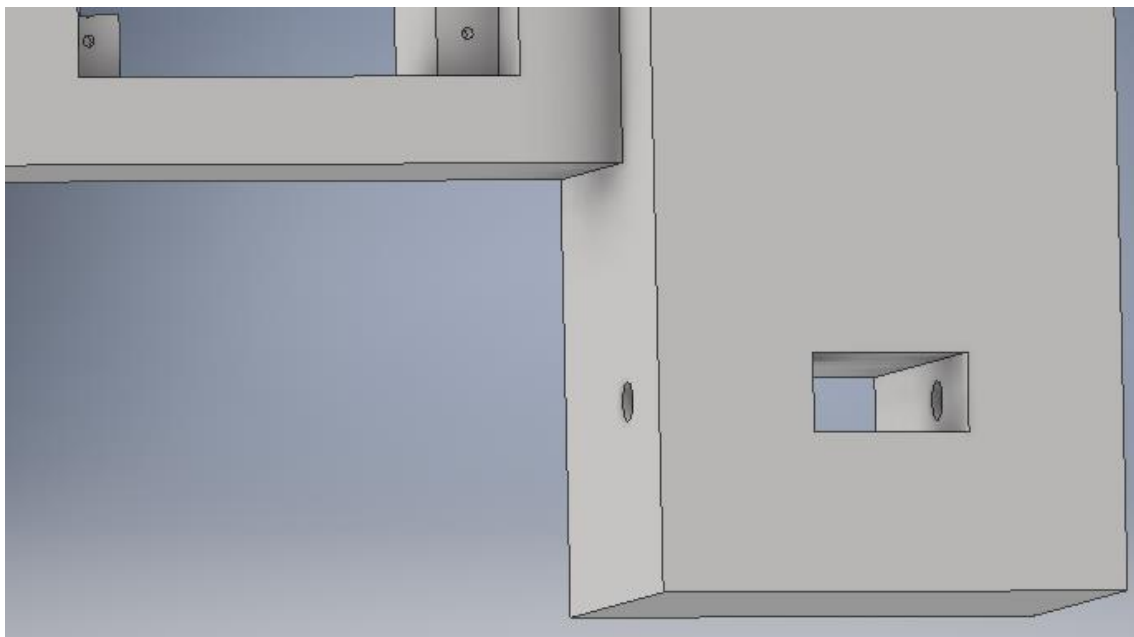


Figura 97: Detalle de ranura para enganche de la cuerda del conjunto de accionamiento remoto. Fuente: Elaboración propia.

El conjunto bloque-placa-soporte inmóvil y soporte móvil se puede ver en la figura siguiente:

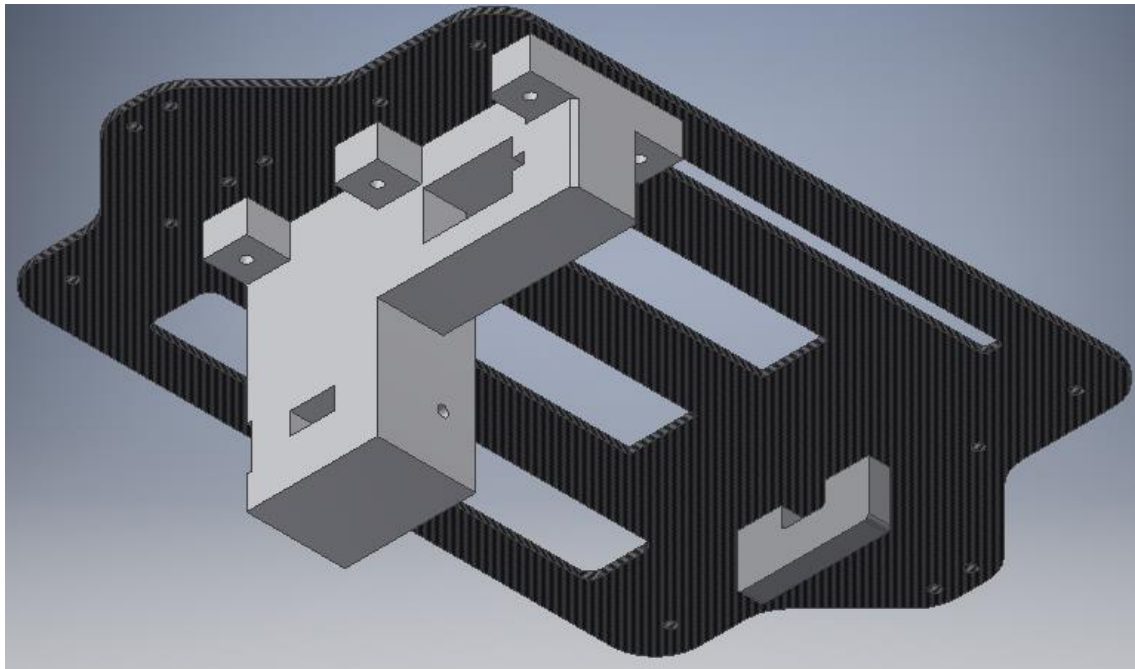


Figura 98: Conjunto placa-gancho para el bloque de sal. Fuente: Elaboración propia.

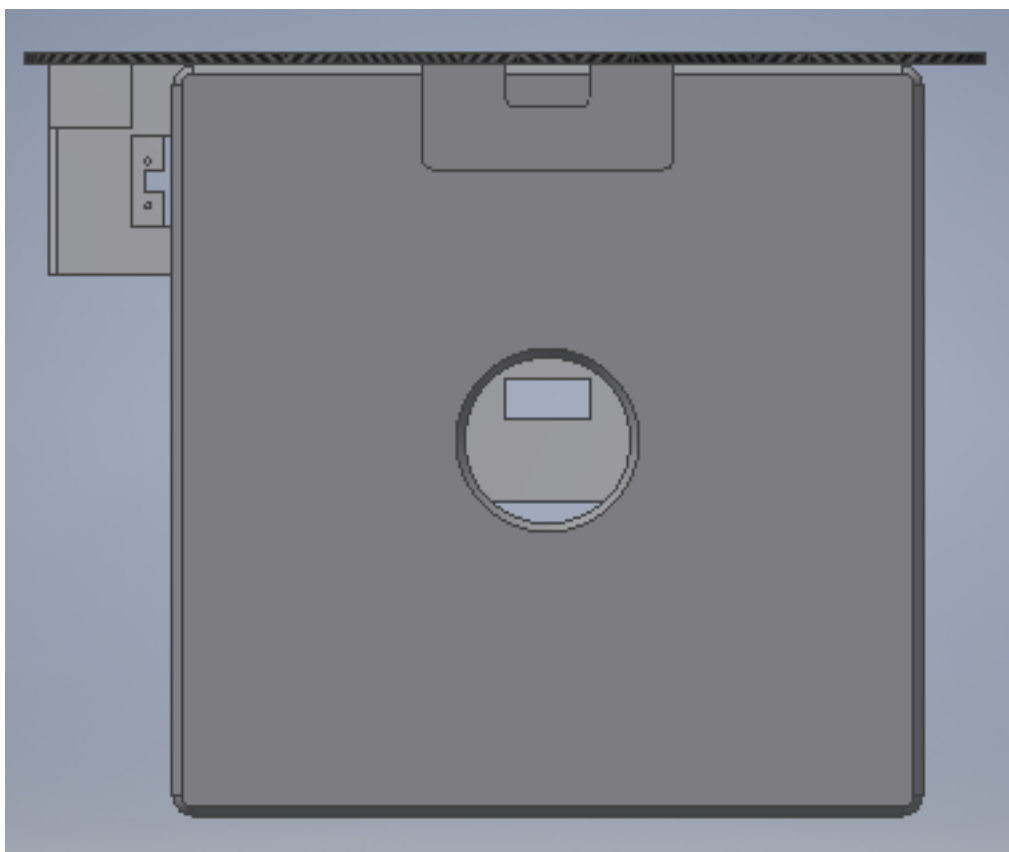


Figura 99: Vista lateral del conjunto para el transporte del bloque. Fuente: Elaboración propia.

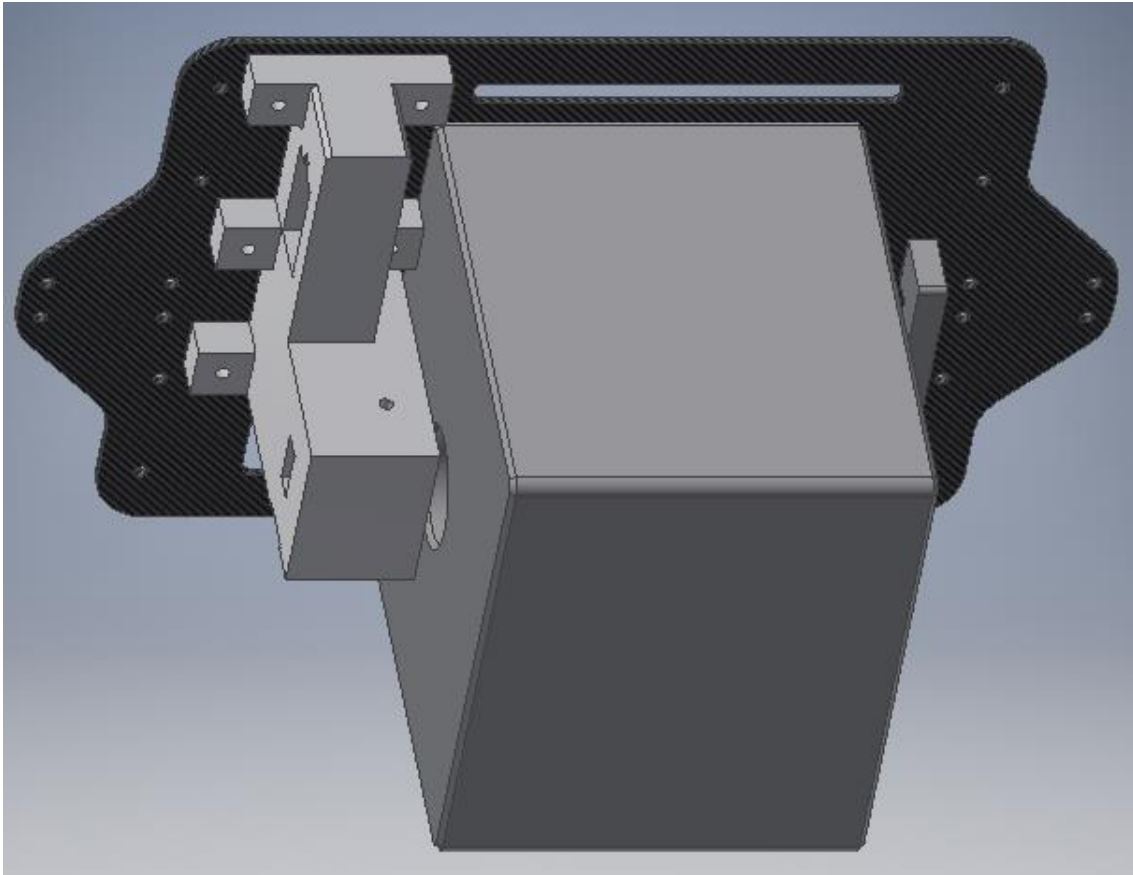


Figura 100: Conjunto gancho del bloque de sal y bloque de sal posicionado. Fuente: Elaboración propia.

3.2.3.2.5 Resistencia mecánica

Se ha realizado una simulación de resistencia mecánica para comprobar si el diseño del conjunto garantizaba un Coeficiente de Seguridad de al menos el 3,5. Para ello, se han aplicado cargas puntuales en las zonas donde o bien la cuerda (en el caso del soporte inmóvil) o bien la varilla (en el caso del soporte de accionamiento remoto) descargarán sus fuerzas. Se ha tenido en cuenta la geometría de la cuerda, de acuerdo con su posicionamiento real cuando el bloque esté amarrado. De este modo, el ángulo de la misma entre el bloque y el soporte inmóvil sería de $38,65^\circ$, mientras que el formado entre el bloque y el soporte de accionamiento remoto sería de 0° .

Como consecuencia, en el soporte de accionamiento mecánico, la tensión de la cuerda actuará sobre la varilla con una tensión únicamente horizontal (que a su vez se descargará en las paredes del agujero pasante de la varilla), mientras que en el soporte inmóvil, la tensión de la cuerda tendrá una componente vertical y otra horizontal.

La tensión vertical tendrá que ser igual a la masa del bloque ($T_y=980$ Newtons). Conociendo este dato, la tensión horizontal (que será la misma en el lado derecho y en el izquierdo del bloque pero con sentidos opuestos), tendrá un valor de: $980 \cdot \cos(38,65^\circ) = T_x = 765,36$ Newtons. Dicha tensión horizontal se repartirá uniformemente entre las dos caras de la ranura de la varilla que posee el bloque.

Introduciendo todas estas fuerzas con sus componentes en la simulación, se ha obtenido el siguiente resultado:

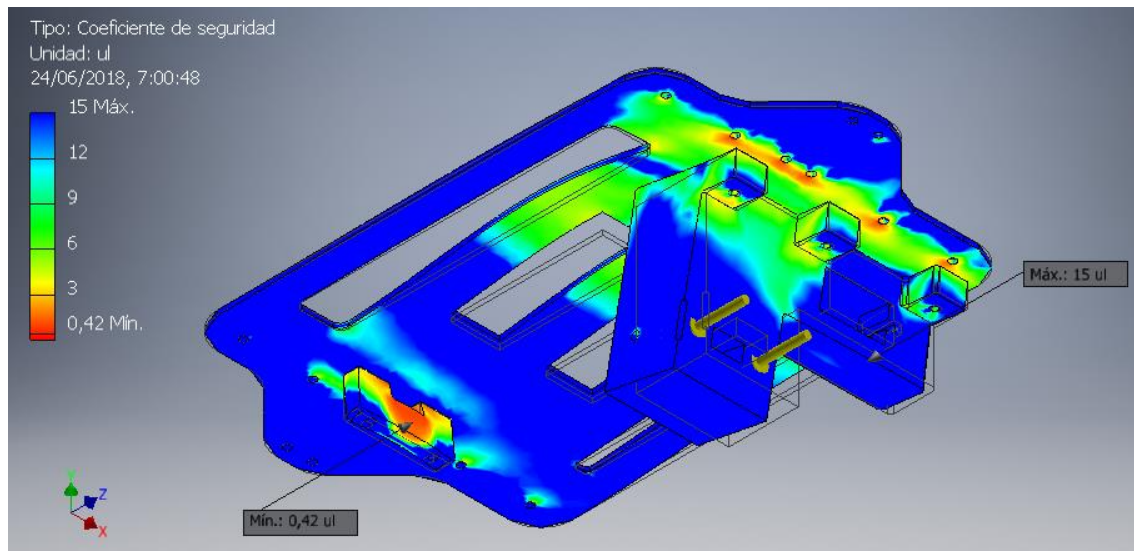


Figura 101: Simulación de resistencia mecánica del conjunto gancho. Fuente: Elaboración propia.

El coeficiente de seguridad mínimo es de 0,42. Debido a que es muy bajo, se opta por cambiar el material del componente "soporte inmóvil" de plástico ABS a aluminio 6061.

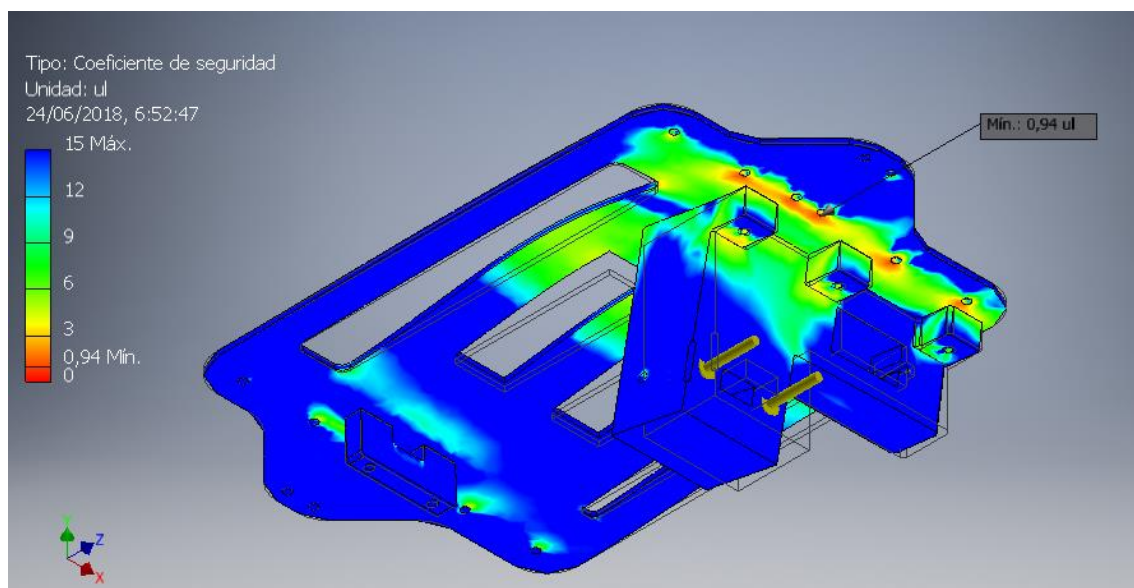


Figura 102: Simulación de resistencia mecánica del conjunto gancho con "soporte inmóvil" de aluminio 6061. Fuente: Elaboración propia.

Con esta modificación se obtiene un coeficiente de seguridad mínimo de 0,94 en la placa de soporte principal. Para solucionarlo se aumenta la anchura de dicho componente, ya que está fabricado en fibra de carbono, y debido a su gran tamaño, un cambio de material supondría un aumento muy considerable del peso.

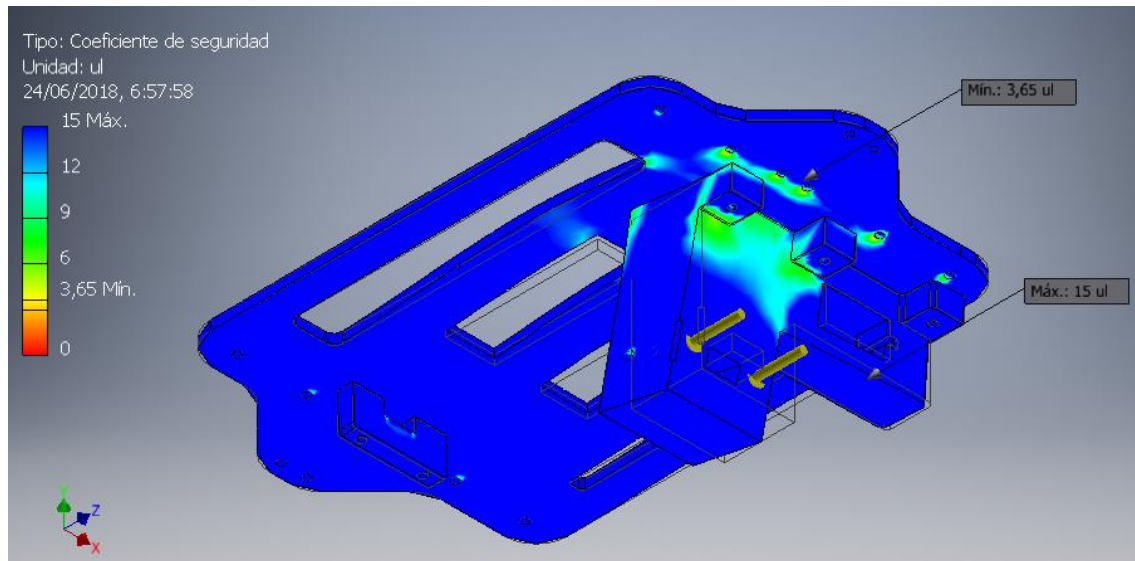


Figura 103: Simulación de resistencia mecánica del conjunto gancho con placa soporte principal de 5 mm de espesor. Fuente: Elaboración propia.

Como puede observarse, aumentando el espesor de la placa soporte principal de 3 a 5 milímetros, se obtiene un Coeficiente de Seguridad de 3,65 (superior a 3,5), por lo que el diseño se puede valorar como Apto.

El peso del conjunto soporte inmóvil y soporte de accionamiento remoto tiene un peso de 0,443 Kg. A ésta masa debe añadirse el peso del servo Hitec HS-5646WP (0,061 Kg) de accionamiento y de la varilla metálica. El conjunto necesario para transportar el bloque de sal tendrá un peso de 0,504 Kg.

Propiedades generales

☐ Incluir soldaduras ficticias ☐ Incluir anulaciones de CTDAD

Centro de gravedad

Masa 0,443 kg (Error rela) X 524,012 mm (Error

Área 59619,897 mm² (Y -71,855 mm (Error i

Volumen 418285,840 mm³ Z 910,603 mm (Error

Figura 104: Propiedades másicas del conjunto soporte inmóvil y soporte de accionamiento remoto. Fuente: Elaboración propia.

3.2.4 Resistencia contra la lluvia (Adecuación a IP 55)

3.2.4.1 Requisitos de diseño

Debido a que uno de los requisitos de la aeronave es que deberá poder operar en condiciones húmedas e incluso de precipitación de lluvia o nieve, su electrónica deberá de estar protegida contra la penetración del agua.

El Índice IP que la aeronave deberá resistir será de al menos un IP 55.

Algunos de sus componentes poseen una protección de diseño, lo cual evita tener que añadirle protecciones adicionales. Dichos componentes, así como su índice de protección se enumeran a continuación:

1. Motor T-Motor U13 100 Kv: Portará un total de cuatro motores de este tipo, los cuales tienen un Índice de Protección=55.
2. Variador T-Motor FLAME 100 A: IP55
3. Servo HITEC HS-5646WP: IP67
4. Mecanismo de accionamiento de tren retráctil: IP 55

El resto de componentes electrónicos no nombrados en las características anteriores no tienen protección contra el agua, por lo que deberán ser protegidos contra ésta.

Para ello se han diseñado una serie de protecciones o "carcasas", que aíslan los componentes electrónicos del agua en condiciones de lluvia o nieve.

3.2.4.2 Designaciones código IP

Toda la información relativa al código IP viene reflejada en la norma UNE 20-324-93.

El grado de protección proporcionado por una envolvente se indica mediante el código IP de la manera siguiente:

3.2.4.2.1 Disposición del código IP:

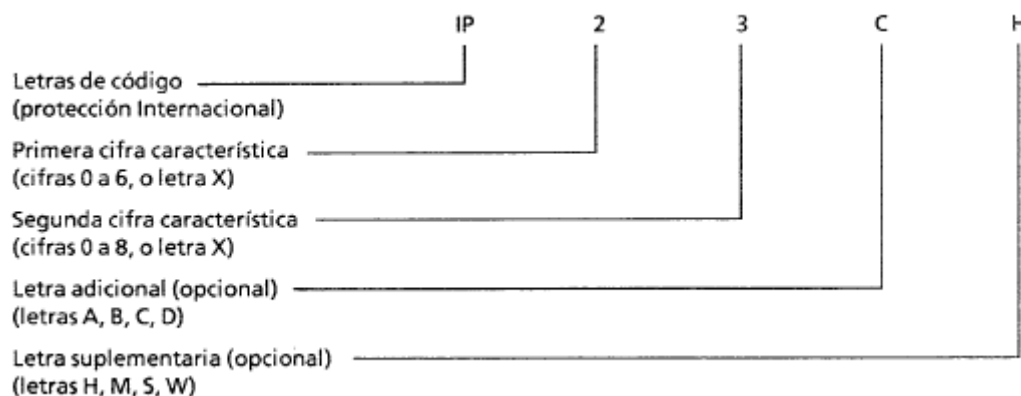


Figura 105: Significado de las cifras del código IP. Fuente: Norma UNE 20-324-93.

Cuando no es necesaria una cifra característica será sustituida por la letra "X" ("XX" si se omiten las dos cifras).

Las letras adicionales y/o las letras suplementarias pueden omitirse sin sustitución alguna.

Cuando se utilice más de una letra suplementaria, se aplicará el orden alfabético.

Si una envolvente proporciona grados diferentes de protección para diferentes disposiciones de montaje previstos, los grados de protección correspondientes serán indicados por el fabricante en las instrucciones relativas a cada disposición de montaje.

3.2.4.2.2 Elementos del código IP y sus significaciones.

En la tabla siguiente se da una descripción abreviada de los elementos del código IP.

Elemento	Cífras o Letras	Significado para la protección del equipo	Significado para la protección de personas	Ref.
Letras del código	IP			
Primera cifra característica		Contra el ingreso de objetos extraños sólidos	Contra el acceso a partes peligrosas con:	Capítulo 5
	0	(no protegidos)	(no protegido)	
	1	≤ 50 mm de Ø	el dorso de la mano	
	2	≤ 12,5 mm de Ø	dedo	
	3	≤ 2,5 mm de Ø	herramienta	
	4	≤ 1,0 mm de Ø	alambre	
	5	protegido contra el polvo	alambre	
	6	totalmente protegido contra el polvo	alambre	
Segunda cifra característica		Contra la penetración de agua con efectos perjudiciales		Capítulo 6
	0	(no protegido)		
	1	protegido contra las caídas verticales de gotas de agua		
	2	protegido contra las caídas de agua con inclinación máx. de 15°		
	3	protegido contra el agua en forma de lluvia		
	4	protegido contra las proyecciones de agua		
	5	protegido contra los chorros de agua		
	6	protegido contra los chorros fuertes de agua		
	7	inmersión temporal		
	8	inmersión continua		
Letra Adicional (Opcional)			Contra el acceso a partes peligrosas con:	Capítulo 7
	A		dorso de mano	
	B		dedo	
	C		herramienta	
	D		alambre	
Letra Suplementaria (Opcional)		Información Suplementaria específica de:		Capítulo 8
	H	Material a alta tensión		
	M	Movimiento durante el ensayo de agua		
	S	Inmóvil durante el ensayo de agua		
	W	Intemperie		

Figura 106: descripción abreviada de los elementos del código IP. Fuente: Norma UNE 20-324-93

3.2.4.3 Primera cifra característica código IP.

Grados de protección contra el acceso a partes peligrosas indicadas por la primera cifra característica.

Primera cifra característica	Grado de protección		Condiciones de ensayo
	Descripción breve	Definición	
0	No protegido	—	—
1	Protegido contra el acceso a partes peligrosas con el dorso de la mano	El calibre de acceso, esfera 50 mm Ø quedará a una distancia suficiente de las partes peligrosas	12.2
2	Protegido contra el acceso a partes peligrosas con un dedo	El dedo de prueba articulado de 12 mm Ø y 80 mm de longitud quedará a una distancia suficiente de las partes peligrosas	12.2
3	Protegido contra el acceso a partes peligrosas con una herramienta	El calibre de acceso de 2,5 mm Ø no deberá penetrar	12.2
4	Protegido contra el acceso a partes peligrosas con un alambre	El calibre de acceso de 1,0 mm Ø no deberá penetrar	12.2
5	Protegido contra el acceso a partes peligrosas con un alambre	El calibre de acceso de 1,0 Ø no deberá penetrar	12.2
6	Protegido contra el acceso a partes peligrosas con un alambre	El calibre de acceso de 1,0 Ø no deberá penetrar	12.2

NOTA— En el caso de las primeras cifras características 3, 4, 5 y 6 la protección contra el acceso a partes peligrosas se satisface si se mantiene una distancia libre suficiente.

El término "no deberá penetrar" se utiliza en la tabla 1 a causa de la exigencia que simultáneamente se da en la tabla 2.

Figura 107: Significaciones de la primera cifra característica de los elementos del código IP.

Fuente: Norma UNE 20-324-93

3.2.4.3.1 Grados de protección contra cuerpos sólidos extraños indicados por la primera cifra característica

Primera cifra característica	Grado de protección		Condiciones de ensayo
	Descripción abreviada	Definición	
0	No protegido	—	
1	Protegido contra los cuerpos sólidos extraños superiores a 50 mm Ø y mayores	El calibre-objeto de esfera 50 mm Ø, no penetrará completamente ¹⁾	13.2
2	Protegido contra los cuerpos sólidos extraños de 12,5 mm Ø y mayores	El calibre-objeto de esfera 12,5 mm Ø, no penetrará completamente ¹⁾	13.2
3	Protegido contra los cuerpos sólidos extraños de 2,5 mm de Ø y mayores	El calibre-objeto de 2,5 mm Ø no penetrará nada ¹⁾	13.2
4	Protegido contra los cuerpos sólidos extraños de 1,0 mm de Ø y mayores	El calibre-objeto de 1,0 mm de Ø no penetrará nada ¹⁾	13.2
5	Protegido contra el polvo	No se impide del todo la penetración del polvo, pero éste no puede penetrar en cantidades suficientes como para perjudicar el buen funcionamiento del aparato o perjudicar la seguridad	13.4 13.5
6	Totalmente protegido contra el polvo	No hay penetración de polvo	13.4 13.5

¹⁾ El diámetro entero del calibre-objeto no debería pasar por una abertura de la envolvente.

Figura 108: Grados de protección contra cuerpos sólidos extraños del código IP. Fuente: Norma UNE 20-324-93

3.2.4.3.2 Grados de protección contra el agua indicados por la segunda cifra característica

Segunda cifra característica	Grado de protección		Condiciones de ensayo
	Descripción abreviada	Definición	
0	No protegido		
1	Protegido contra la caída vertical de gotas de agua	Las gotas de agua no deberán producir efectos perjudiciales	14.2.1
2	Protegido contra las caídas de agua verticales con una inclinación máx. de 15° de la envolvente	La caída vertical de gotas no deben producir efectos perjudiciales, cuando la envolvente está inclinada hasta 15° de cada lado de la vertical	14.2.2
3	Protegido contra el agua en forma de lluvia	El agua que cae en lluvia fina, en una dirección, que tenga, respecto a los dos lados de la vertical un ángulo inferior o igual a 60°, no debe producir efectos perjudiciales	14.2.3
4	Protegido contra proyecciones de agua	El agua proyectada sobre la envolvente desde cualquier dirección, no debe producir efectos perjudiciales	14.2.4
5	Protegido contra chorros de agua	El agua proyectada en chorros sobre la envolvente desde cualquier dirección, no debe producir efectos perjudiciales	14.2.5
6	Protegido contra fuertes chorros de agua	El agua proyectada en chorros fuertes sobre la envolvente desde cualquier dirección, no debe producir efectos perjudiciales	14.2.6
7	Protegido contra los efectos de la inmersión en agua	No debe ser posible que el agua penetre en cantidad perjudicial en el interior de la envolvente sumergida temporalmente en agua, con una presión y un tiempo normalizados	14.2.7
8	Protegido contra la inmersión prolongada	No debe ser posible que el agua penetre en cantidad perjudicial en el interior de la envolvente sumergida continuamente en agua bajo condiciones que se acordarán entre el fabricante y el usuario, pero que son más severas que para la cifra 7	14.2.8

Figura 109: Grados de protección contra el agua del código IP. Fuente: Norma UNE 20-324-93

3.2.4.4 PRESCRIPCIONES GENERALES DE ENSAYO

A continuación se muestran las condiciones que en las que, de acuerdo con la norma UNE 20-324-93 deben desarrollarse los ensayos de verificación de código IP.

3.2.4.4.1 Condiciones atmosféricas para los ensayos en agua o polvo

Salvo especificación contraria en la norma particular del producto, es conveniente que los ensayos se efectúen en las condiciones atmosféricas normales descritas en la Norma CEI 68-1.

Las condiciones atmosféricas recomendadas durante los ensayos son las siguientes:

Margen de temperatura: de 15° C a 35 °C.

Humedad relativa: del 25% al 75%.

Presión del aire: de 86 kPa a 106 kPa (de 860 mbar a 1060 mbar).

Envolvente categoría 2: Envoltentes en las cuales no hay diferencia de presión entre la envolvente y el aire del entorno.

Debe disponerse durante el ensayo en la misma posición que será la normal durante su trabajo. Se debe someter al ensayo durante 8 Horas.

Condiciones de aceptación de la primera cifra característica (5): La protección se satisface si el examen muestra que el polvo talco no se ha acumulado en cantidad o en un lugar tal que, para cualquier otro tipo de polvo, podrá afectar el funcionamiento correcto del equipo o la seguridad.

Medio de ensayo para penetración contra el agua:

Segunda cifra característica (5):

-Medios de ensayo: Chorros de agua

-Caudal de agua: 12,5 l/min \pm 5%.

-Duración del ensayo: 1 min/m² durante al menos 3 min.

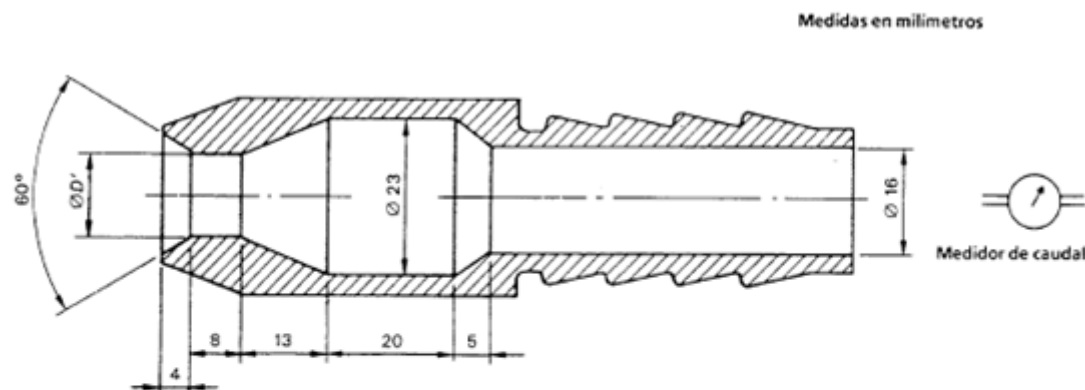
Los ensayos se efectúan en agua dulce.

Durante los ensayos entre IPX1 a IPX6, conviene que la diferencia entre la temperatura del agua y la de la muestra en ensayo no exceda de 5 K. Si la temperatura del agua es inferior a 5K, la temperatura de la muestra, debe preverse un equilibrio de presión en la envolvente.

Durante el ensayo, la humedad contenida en la envolvente puede condensar parcialmente. La condensación que puede por tanto depositarse, no debe ser confundida con la penetración de agua.

Para los ensayos, la superficie de la envolvente se calcula con una tolerancia del 10%.

Apartado 14.2.5 Ensayo para la segunda cifra característica con boquilla de 6,3mm. El ensayo se efectúa rociando la envolvente desde todas las direcciones posibles con un chorro de agua que salga de una boquilla de ensayo normalizada como la representada en la siguiente figura.



D' = 6,3 para el ensayo del apartado 14.2.5 (segunda cifra característica 5)
D' = 12,5 para el ensayo del apartado 14.2.6 (segunda cifra característica 6)

Figura 110: Boquilla de ensayo para verificar la protección contra el chorro de agua. Fuente: Norma UNE 20-324-93.

Condiciones que deben cumplirse:

- Diámetro interior de la boquilla: 6,3mm;
- Caudal: 12,5 L/min \pm 5%;
- Presión del agua: se regulará para obtener el caudal fijado;
- Centro de chorro principal: círculo de 40mm de diámetro, aproximadamente a una distancia de 2,5mm de la boquilla;
- duración del ensayo por m² de superficie de envolverte susceptible de ser rociada: 1 min;
- Duración mínima del ensayo: 3 min;
- Distancia entre la boquilla y la superficie de la envolverte: 3m aproximadamente.

Condiciones de aceptación

Después de los ensayos realizados de acuerdo con las prescripciones de los apartados 14.2.1 a 14.2.8 de la norma, las envolvertes deberán examinarse con el fin de verificar la penetración de agua.

El Comité Técnico correspondiente especificará la cantidad de agua aceptable en el interior de la envolverte, y precisará los ensayos de tensión dieléctrica, si ha lugar.

Por lo general, la cantidad de agua que haya podido introducirse en la envolverte no deberá:

- Ser suficiente para afectar al buen funcionamiento del equipo o alterar su seguridad;
- Depositarse en zonas que puedan afectar a las líneas de fuga;
- Alcanzar partes en tensión o arrollamientos no previstos para funcionar mojados;
- Acumularse en la proximidad de las entradas de cables ni haber penetrado en los cables, cuando los haya.

Si la envolvente está provista de orificios de vaciado, debe verificarse por inspección, que el agua que haya podido entrar no se acumula y que puede salir sin haber producido efectos perjudiciales.

Si la envolvente no está provista de orificios de vaciado, en la norma particular del equipo debe fijarse las condiciones de aceptación para que la acumulación no alcance las partes en tensión.

3.2.4.5 Diseño de envolvente para los componentes de la aeronave sin protección contra el agua

La solución adoptada para conseguir proteger la electrónica susceptible a sufrir graves daños en caso de contacto con el agua, se basa en la creación de una carcasa envolvente que evita la penetración de agua y partículas de polvo en su interior.

A la hora de realizar el diseño, se ha tenido en cuenta que la superficie adicional que se incorpora con ella tenga un diseño aerodinámico que afecte lo menos posible a la performance de la aeronave, siendo al mismo tiempo de un bajo peso.

Debido a que la aeronave va a operar mayoritariamente durante el verano, en la mayoría de las ocasiones, esta no operará en condiciones de humedad ni lluvia, por lo que existe la posibilidad de poder retirar en ésta época las envolventes reduciendo el peso de la aeronave, mejorando con ello su eficiencia y al mismo tiempo, permitiendo al aire refrigerar adecuadamente la electrónica durante los días calurosos de verano.

Se han necesitado un total de dos envolventes para proteger la electrónica. Por un lado, se ha fabricado una carcasa para proteger la electrónica situada en la parte superior de la aeronave, compuesta por la controladora de vuelo, receptor de señal, transmisor de video, IMUS y GPS.

La segunda carcasa se situará en la parte inferior de la aeronave, en forma de caja, de modo que las baterías puedan ser introducidas en su interior.

3.2.4.5.1 Envolvente superior

Teniendo en cuenta que periódicamente puede ser necesario tener que acceder a la electrónica de la aeronave, se ha diseñado una carcasa que sea fácilmente desmontable para evitar tener que perder demasiado tiempo en las labores de mantenimiento o revisiones.

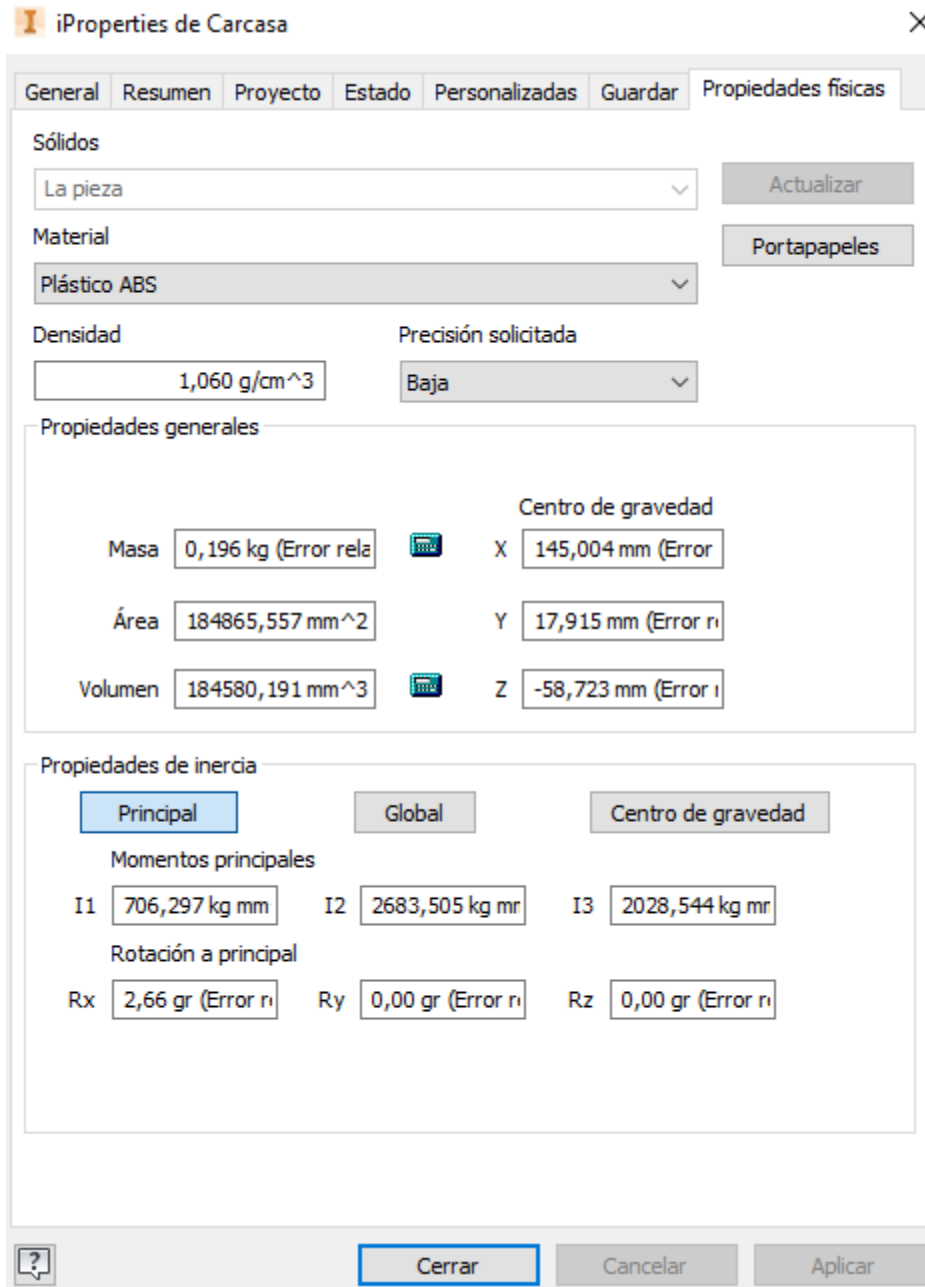
La carcasa se coloca una vez toda la electrónica ha sido adecuadamente configurada y colocada en la aeronave. Para ello, se utilizan cuatro tornillos pasantes que se atornillan desde la parte superior de la misma de una manera sencilla y rápida.

La carcasa tiene un total de cuatro tornillos pasantes que la amarran a la placa soporte de la electrónica. Dichos tornillos a su vez amarran a dicha placa con respecto a los prolongadores que la posicionan respecto del chasis de la aeronave. Con esta configuración, se facilita mucho el montaje del conjunto, debido a que no es necesario colocar tuercas donde agarrar los tornillos, al estos enroscar directamente en los prolongadores.

Para evitar la entrada de agua por las oquedades o "juegos" que existen entre el tornillo y los agujeros por los que estos pasan, se ha creado un agujero pasante a través de material entre la

parte superior y la inferior de la carcasa, de modo que el tornillo quede completamente aislado de la electrónica.

El material escogido para este soporte, debido a que no tiene que soportar ningún esfuerzo mecánico a parte de la fuerza aerodinámica del aire contra él, es de plástico ABS, lo cual le da una ligereza de tan solo 0,196 Kg.



The screenshot shows the 'iProperties de Carcasa' window with the 'Propiedades físicas' tab selected. The 'Sólidos' section shows 'La pieza' as the solid and 'Plástico ABS' as the material. The density is set to 1,060 g/cm³ and the precision is 'Baja'. The 'Propiedades generales' section displays the mass as 0,196 kg, area as 184865,557 mm², and volume as 184580,191 mm³. The center of gravity coordinates are X: 145,004 mm, Y: 17,915 mm, and Z: -58,723 mm. The 'Propiedades de inercia' section shows the principal moments of inertia: I1 = 706,297 kg mm, I2 = 2683,505 kg mm, and I3 = 2028,544 kg mm. The rotation to principal axes is Rx = 2,66 gr, Ry = 0,00 gr, and Rz = 0,00 gr. The window has buttons for 'Actualizar', 'Portapapeles', 'Cerrar', 'Cancelar', and 'Aplicar'.

Propiedades físicas		
Sólidos		
La pieza		Actualizar
Material		
Plástico ABS		Portapapeles
Densidad	Precisión solicitada	
1,060 g/cm ³	Baja	
Propiedades generales		
Masa	0,196 kg (Error rela	X Centro de gravedad
Área	184865,557 mm ²	Y 145,004 mm (Error
Volumen	184580,191 mm ³	Z 17,915 mm (Error r
Propiedades de inercia		
Principal Global Centro de gravedad		
Momentos principales		
I1	706,297 kg mm	I2 2683,505 kg mm
Rotación a principal		I3 2028,544 kg mm
Rx	2,66 gr (Error r	Ry 0,00 gr (Error r
		Rz 0,00 gr (Error r

Figura 111: Propiedades físicas de la carcasa de protección contra el agua superior. Fuente: Elaboración propia.

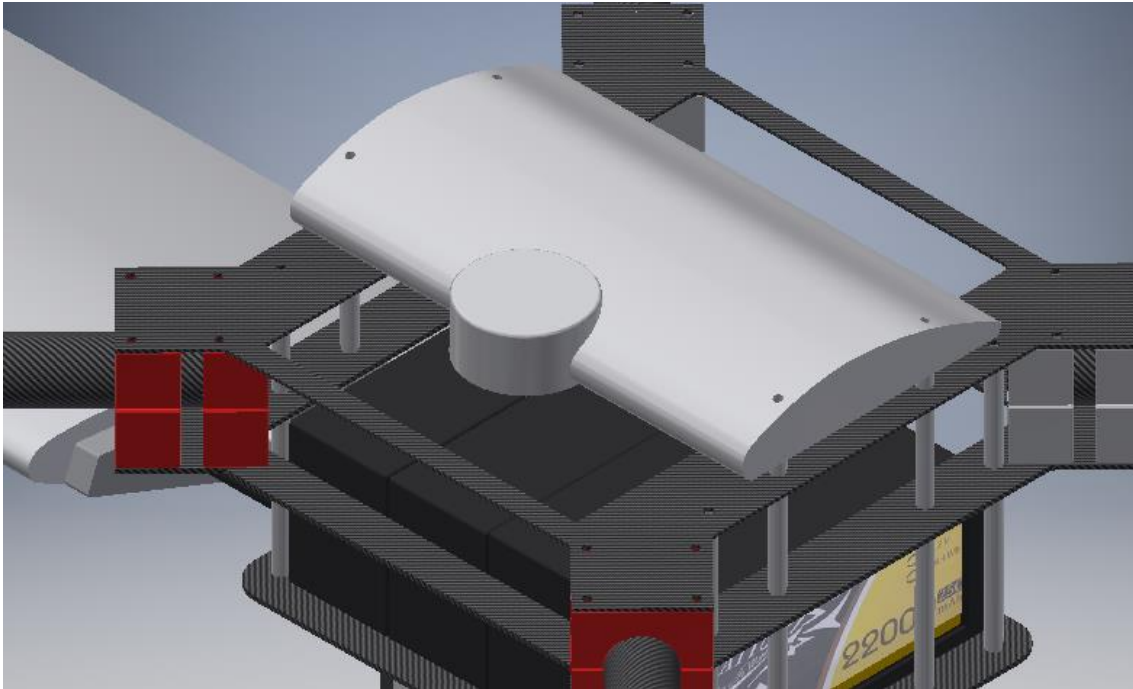


Figura 112: Carcasa envolvente superior colocada en la aeronave. Fuente: Elaboración propia.

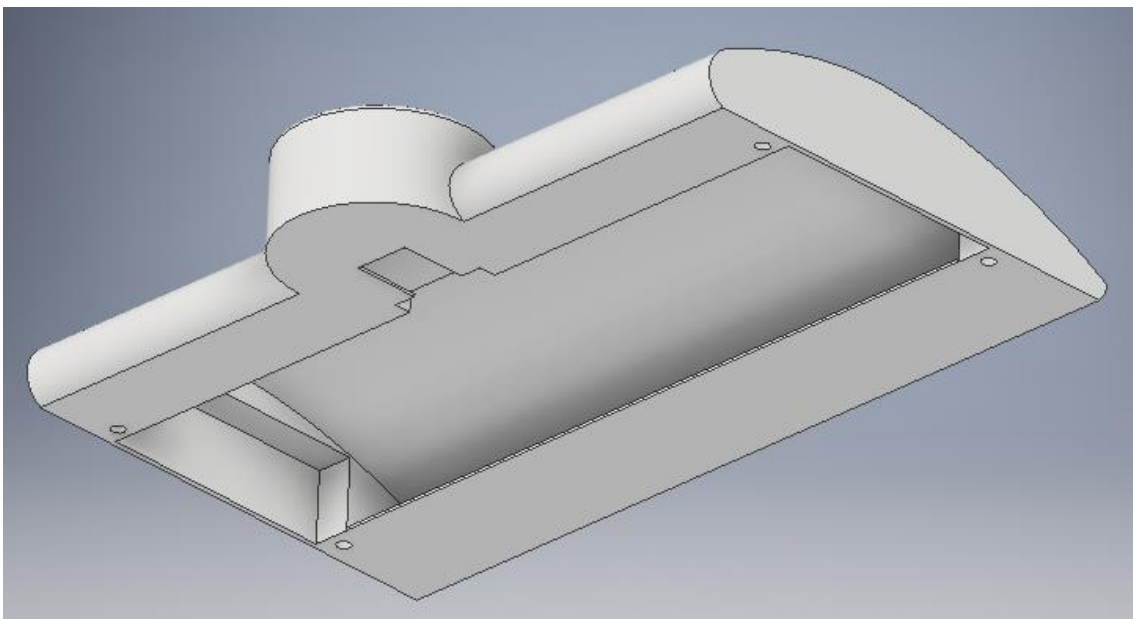


Figura 113: Carcasa envolvente superior. Fuente: Elaboración propia.

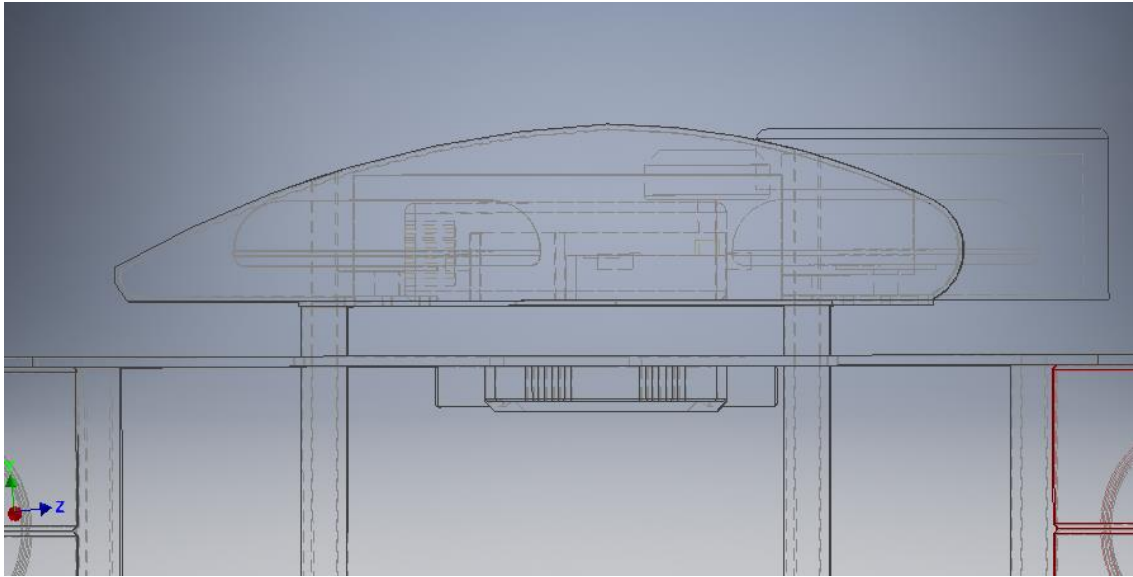


Figura 114: Carcasa envolvente superior con electrónica en su interior. Fuente: Elaboración propia.

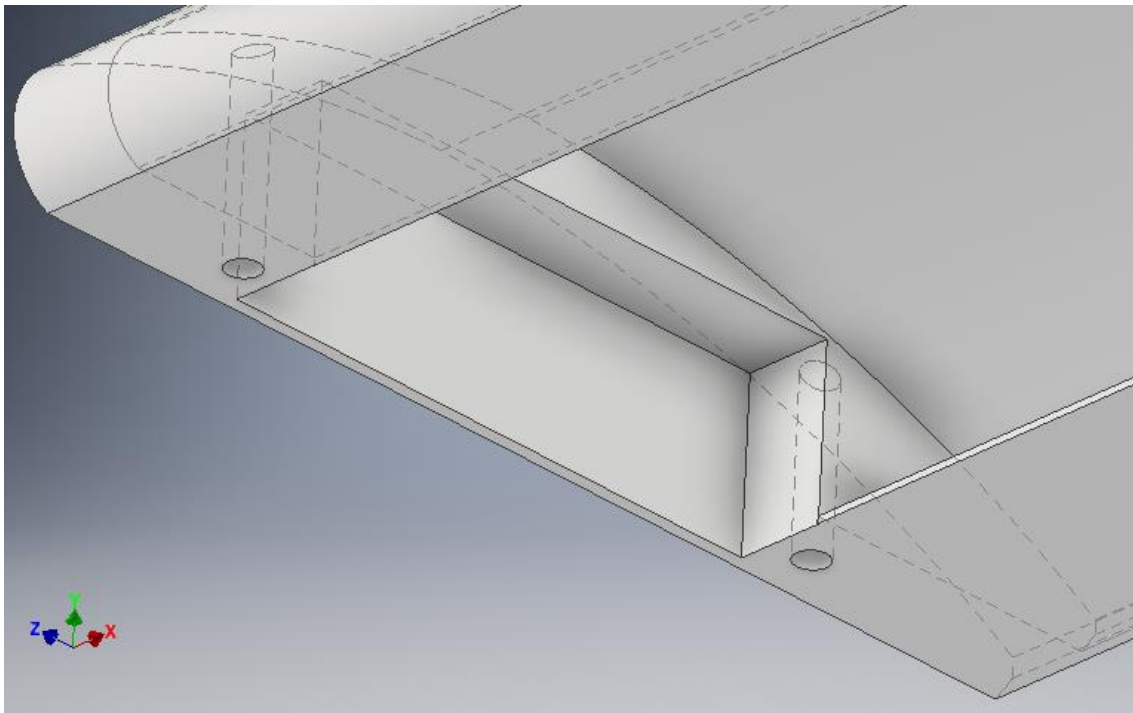


Figura 115: Carcasa envolvente superior con detalles agujeros pasantes para tornillos de amarre. Fuente: Elaboración propia.

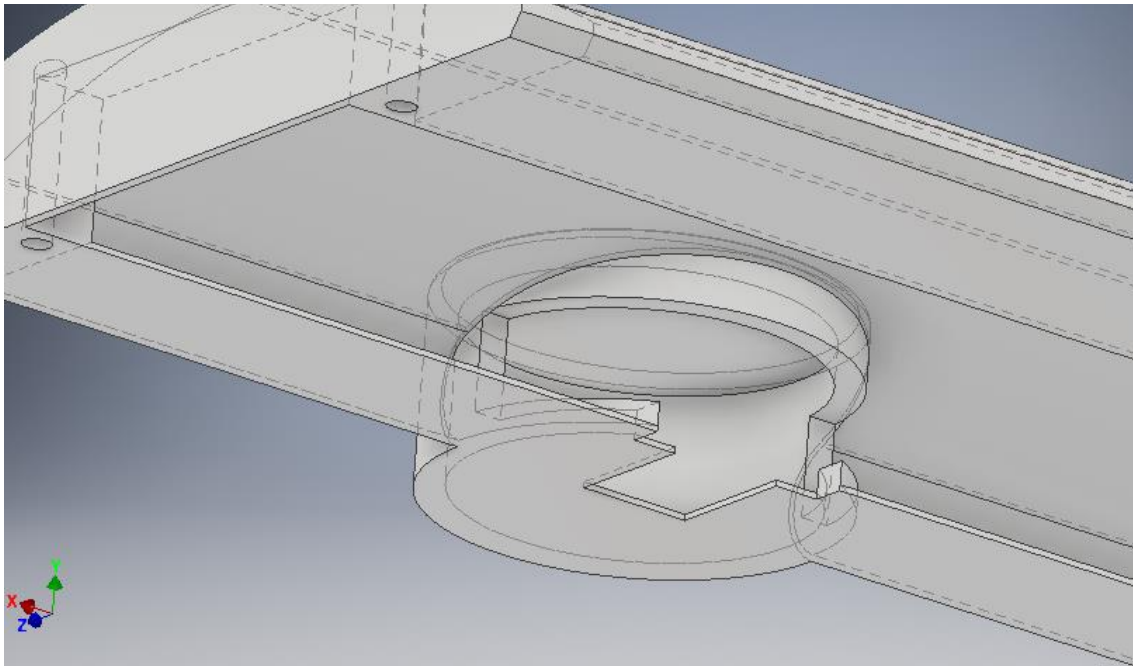


Figura 116: Carcasa envolvente superior con detalle. Fuente: Elaboración propia.

3.2.4.6 Carcasa water proof para baterías

Debido a que las baterías carecen de protección contra la lluvia, se debe tomar las medidas necesarias para evitar que esta pueda dañarlas. Debido a que las baterías deben ser sustituidas cada vuelo, resulta indispensable el hecho de poder acceder a ellas rápida y cómodamente para su sustitución.

Para conseguirlo, se ha optado por un diseño de una caja en cuyo interior cabrán las cuatro baterías que la aeronave necesita para poder realizar la operación. La caja poseerá una tapa corredera que se podrá desplazar lateralmente, de modo que permita el acceso cómodo a su interior.

En su interior, las baterías irán conectadas entre sí, mediante una unión por bananas, como las mostradas en la figura siguiente.

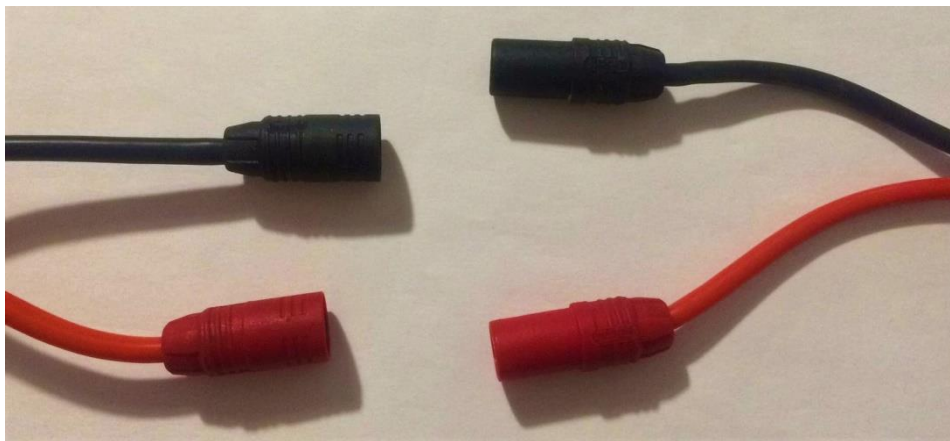


Figura 117: Bananas de conexión de las baterías. Fuente: Elaboración propia.

La conexión de las bananas para conseguir conectar 2 baterías en serie y dos en paralelo se hará en el interior de la caja, quedando entre la tapa y las baterías un espacio suficiente para permitir cerrarla dejando a estas en su interior.

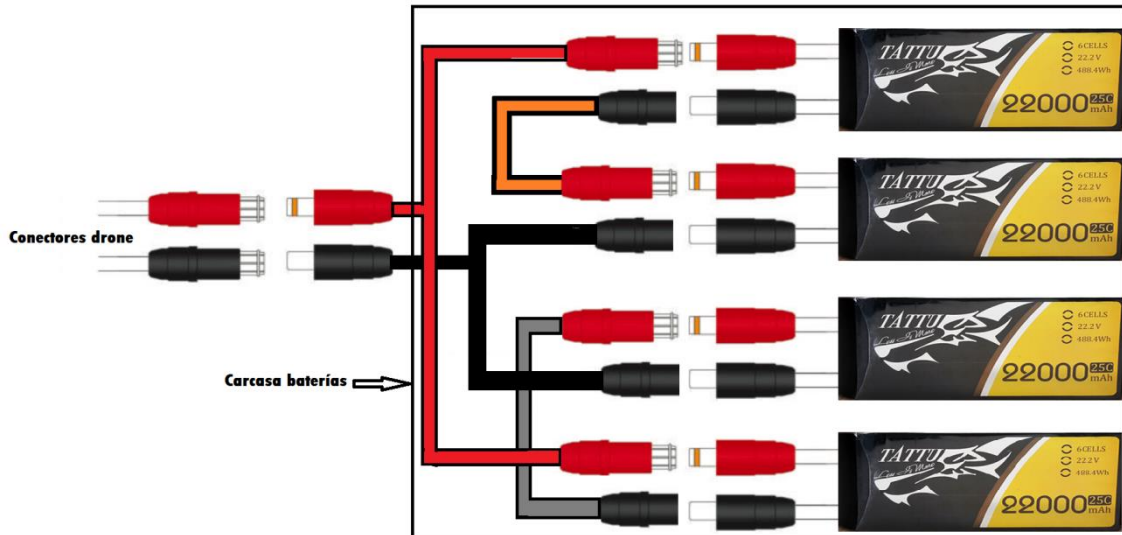


Figura 118: Esquema de conexión baterías. Fuente: Elaboración propia.

En la parte superior de la caja existen dos orificios por los que se sacarán los dos cables de alimentación de las baterías. Dichos cables de alimentación, en uno de los extremos, tendrán la conexión necesaria para conectar 2 baterías en serie y 2 en paralelo, y por el otro extremo, tendrán dos bananas de conexión sueltas. A dichas segundas bananas, se conectará la alimentación general de la aeronave.

Los cables irán herméticamente sellados del interior de la caja mediante silicona, evitando la entrada de agua a su interior. En el caso de desear retirar la caja de protección de las baterías, debido a que el día en el que se va a operar la aeronave no hay precipitación, por ejemplo, bastará con retirar la caja que irá pegada a la placa de soporte mediante velcros, y retirar las dos bananas exteriores a la caja que la conectan con la alimentación principal.

En el caso de volar sin protección contra la lluvia, el cable utilizado para la conexión será idéntico al anteriormente descrito, pero sin la necesidad de tener una caja intermedia por la que deba pasar.

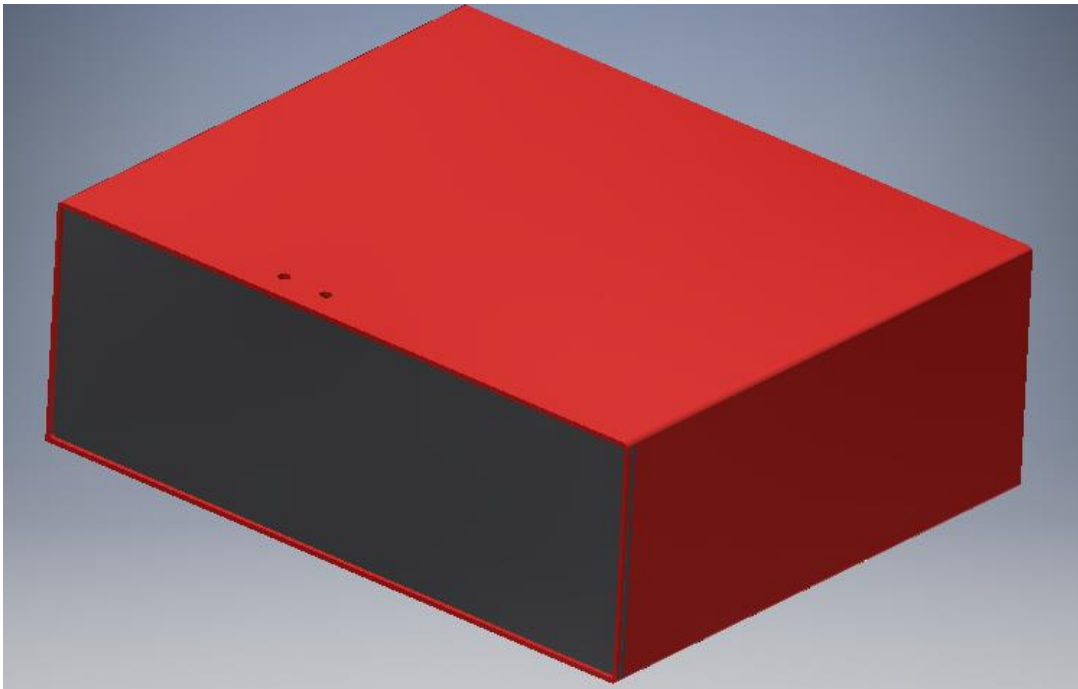


Figura 119: Carcasa wáter proof para baterías. Fuente: Elaboración propia.

Las baterías se pueden introducir sucesivamente, y una vez conectadas las conexiones adecuadamente para conseguir la configuración 2s2p, se cierra la tapa corredera y quedan aisladas del exterior.

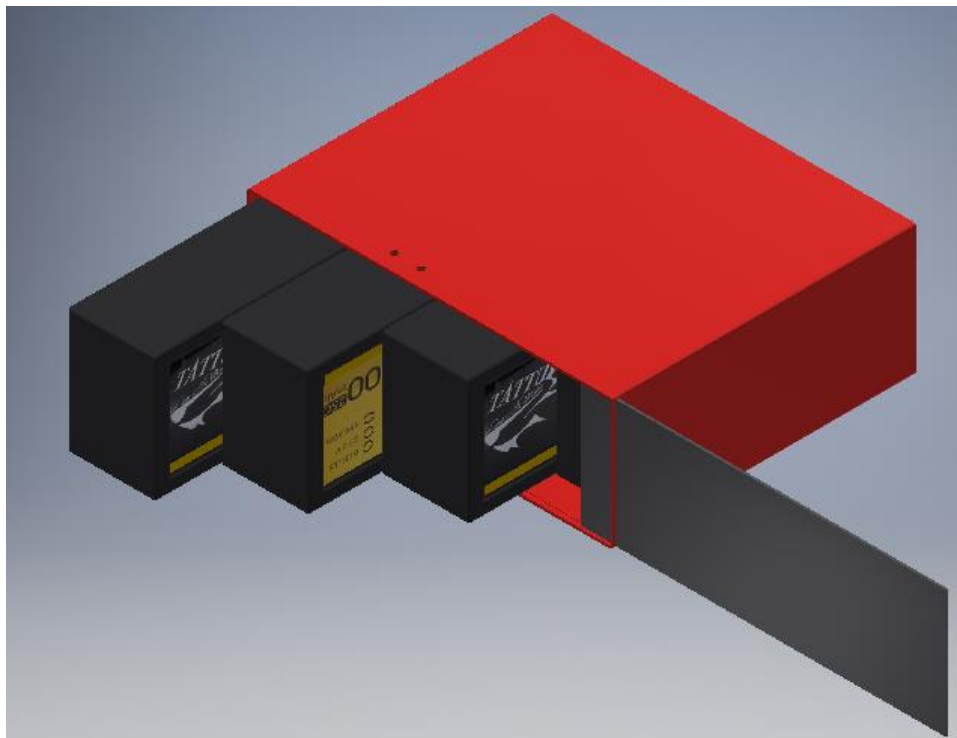


Figura 120: Carcasa wáter proof para baterías. Detalle colocación de las baterías en su interior.
Fuente: Elaboración propia.

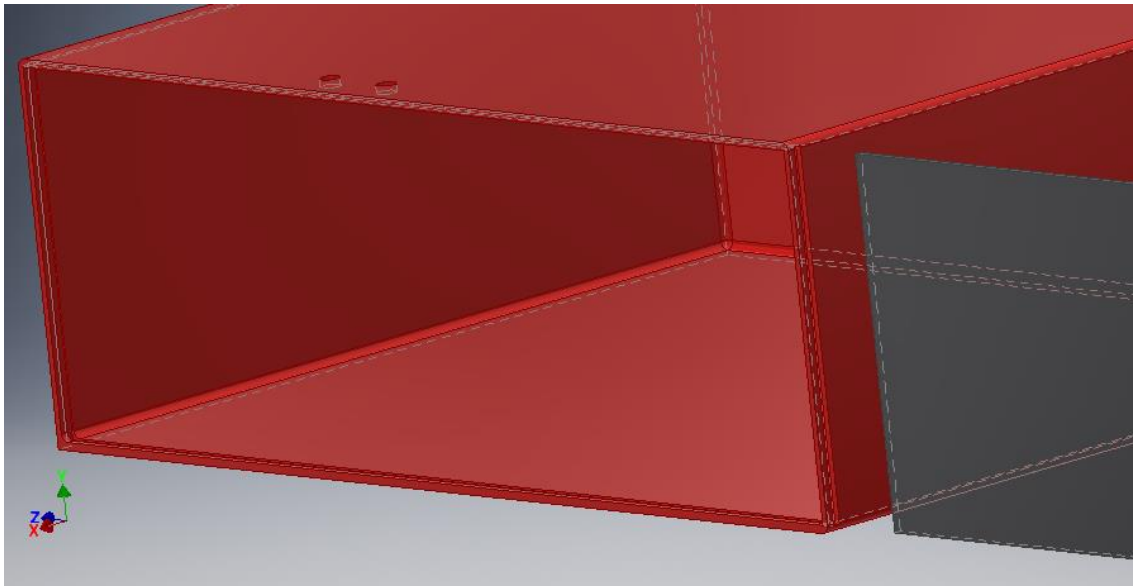


Figura 121: Carcasa wáter proof para baterías. Detalle puerta corredera con guía y agujeros salida cables de corriente. Fuente: Elaboración propia.



Figura 122: Carcasa wáter proof para baterías. Colocación de las baterías en la aeronave. Fuente: Elaboración propia.

En caso de que no se vaya a volar en condiciones de precipitación, se pueden retirar y colocar únicamente en la aeronave las baterías con las conexiones en una configuración idéntica a la mostrada en la figura...

En el interior de la carcasa, se dispondrá de velcros que eviten que las baterías puedan moverse en su interior, asegurando la parte posterior de las mismas con la parte posterior interior de la caja protectora.

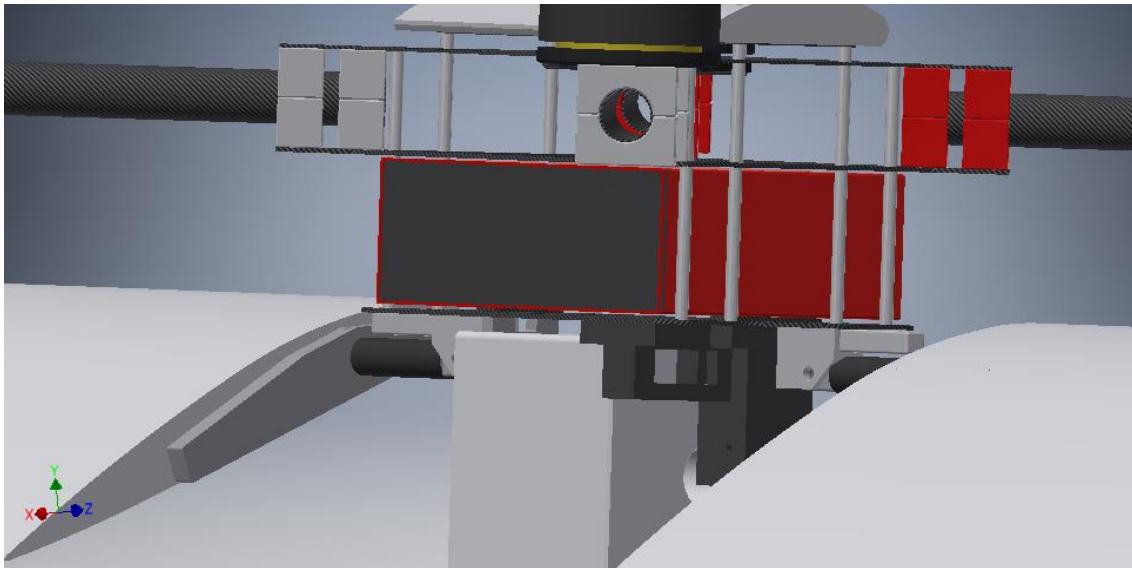
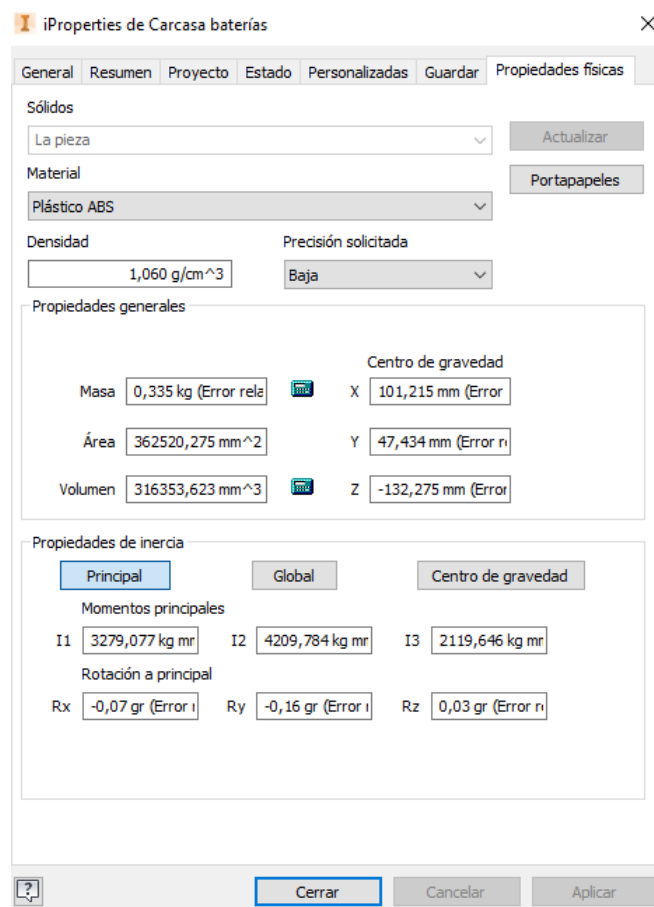


Figura 123: Carcasa wáter proof para baterías. Colocación en la aeronave con la corredera cerrada. Fuente: Elaboración propia.

El material escogido para la elaboración de la caja es plástico ABS. El peso relativo a la carcasa sin la tapa es de 0,355 Kg.



iPropiedades de Carcasa baterías

General Resumen Proyecto Estado Personalizadas Guardar Propiedades físicas

Sólidos
La pieza Actualizar

Material
Plástico ABS Portapapeles

Densidad 1,060 g/cm³ Precisión solicitada Baja

Propiedades generales

		Centro de gravedad	
Masa	0,335 kg (Error rela)	X	101,215 mm (Error
Área	362520,275 mm ²	Y	47,434 mm (Error n
Volumen	316353,623 mm ³	Z	-132,275 mm (Error

Propiedades de inercia

Principal Global Centro de gravedad

Momentos principales

I1	I2	I3
3279,077 kg mr	4209,784 kg mr	2119,646 kg mr

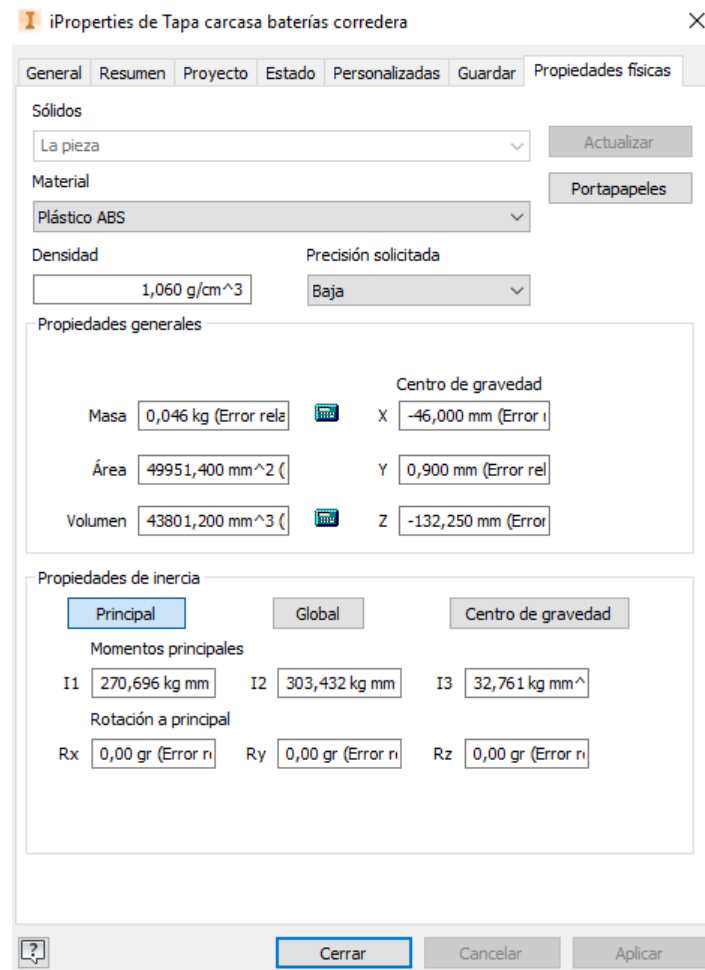
Rotación a principal

Rx	Ry	Rz
-0,07 gr (Error i	-0,16 gr (Error i	0,03 gr (Error n

Cerrar Cancelar Aplicar

Figura 124: Masa y propiedades físicas de la carcasa wáter proof de las baterías. Fuente: Elaboración propia.

La tapa corredera de la carcasa es así mismo de plástico ABS, y tiene un peso de 0,046Kg.



The screenshot shows the 'iProperties de Tapa carcasa baterías corredera' window. The 'General' tab is active, displaying the following data:

Sólidos	
La pieza	Actualizar

Material	
Plástico ABS	Portapapeles

Densidad	Precisión solicitada
1,060 g/cm ³	Baja

Propiedades generales	
Masa	0,046 kg (Error rel)
Área	49951,400 mm ²
Volumen	43801,200 mm ³
Centro de gravedad	
X	-46,000 mm (Error i)
Y	0,900 mm (Error rel)
Z	-132,250 mm (Error i)

Propiedades de inercia		
Principal	Global	Centro de gravedad
Momentos principales		
I1	270,696 kg mm	I2 303,432 kg mm
I3	32,761 kg mm	
Rotación a principal		
Rx	0,00 gr (Error r)	Ry 0,00 gr (Error r)
Rz	0,00 gr (Error r)	

Buttons at the bottom: Cerrar, Cancelar, Aplicar.

Figura 125: Masa y propiedades físicas de la tapa corredera de la carcasa wáter proof de las baterías. Fuente: Elaboración propia.

De este modo, la masa total de material necesario para proteger las baterías contra el agua es de 0,401 Kg.

3.2.5 Masa de la aeronave

Para cuantificar y justificar la masa de las aeronaves, se ha asignado el material a cada uno de los componentes diseñados, así como la masa real de los componentes que no han sido diseñados (como el bloque de sal, baterías, motorización, componentes electrónicos etc.)

A continuación se muestra una tabla con cada uno de los diversos componentes y sus masas.

Componente	Densidad (g/cm ³)	Masa (gramos)	Cantidad	Masa total (Gramos)
Brazo soporte motor	1,430 (Polímero reforzado con Fibra de Carbono)	135	4	540
Soporte brazo motor	1,430 (Polímero reforzado con Fibra de Carbono)	0,068	32	2176
Placa principal inferior	1,430 (Polímero reforzado con Fibra de Carbono)	185	1	185
Placa principal superior	1,430 (Polímero reforzado con Fibra de Carbono)	192	1	192
Separador placas principales	1,060 (Plástico ABS impreso)	3	8	24
Separador placas baterías	1,060 (Plástico ABS impreso)	5	8	40
Placa base baterías-gancho	1,430 (Polímero reforzado con Fibra de Carbono)	263	1	263
Plaquita de refuerzo placa base baterías-gancho derecha	1,430 (Polímero reforzado con Fibra de Carbono)	8	1	8
Plaquita de refuerzo placa base baterías-gancho izquierda	1,430 (Polímero reforzado con Fibra de Carbono)	7	1	7
Separador placa controladora	1,060 (Plástico ABS impreso)	1	4	4
Placa soporte controladora	1,430 (Polímero reforzado con Fibra de Carbono)	43	1	43
Bloque gancho carga	1,060 (Plástico ABS impreso)	430	1	430
Soporte cuerda gancho inmóvil	1,060 (Plástico ABS impreso)	13	1	13
Perfil alar	0,033 (Polietileno Reticulado LD33)	230	2	460
Soporte perfil alar	0,357 (PC/ABS)	59	2	118
Varilla horizontal tren de aterrizaje	1,430 (Polímero reforzado con fibra de carbono)	47	2	94

Varilla principal tren de aterrizaje	1,430 (Polímero reforzado con fibra de vidrio)	127	2	254
Unión T inferior tren de aterrizaje	1,060 (Plástico ABS impreso)	22	2	44
		Total	72	4895

Tabla 9 Desglose de pesos de los componentes diseñados. Fuente: Elaboración propia.

La masa total de los componentes diseñados asciende a 4895 gramos (4,895Kg).

Debido a que los componentes Waterproof pueden retirarse en caso de no ser necesarios, sus masas se exponen en la siguiente tabla adicional:

Componente	Densidad (g/cm ³)	Masa (gramos)	Cantidad	Masa total (Gramos)
Carcasa protección electrónica	0,357 Plástico (PC/ABS)	66	1	66
Carcasa protección baterías	0,357 Plástico (PC/ABS)	113	1	113
Tapa corredera carcasa protección baterías	0,357 Plástico (PC/ABS)	16	1	16
		Total	3	195

Tabla 10 Desglose de pesos de los componentes de protección contra el agua. Fuente: Elaboración propia.

Por último, debemos tener en cuenta los componentes electrónicos, mecánicos y carga de pago que no ha sido diseñada, pero son necesarios para permitir el vuelo de la aeronave. La masa de cada uno de dichos componentes y del conjunto se muestra en la siguiente tabla:

Componente	Masa (gramos)	Cantidad	Masa total (Gramos)
Controladora DJI A3	186	1	186
Receptor FrySky X8R PLUS	30	1	30
Transmisor de video 5,8 Ghz 600mW	12,5	1	12,5
Cámara de video Faxear 600 TVL	11	1	11
Antena polarizada Fat Shark	10	1	10
Batería Lipo 22000 Mah 6s	2500	4	10000
Mecanismo accionamiento	133	2	266

tren retráctil			
Servo HITEC HS 5646 WP gancho de carga	67	1	67
Variador T-Motor FLAME 100 A	139	4	556
Motor T-Motor U13 100 KV	1280	4	5120
Hélice T-Motor 29x9,5 tripala	100	4	400
	Total	24	16658,5

Tabla 11 Desglose de pesos de los componentes incorporados a la aeronave. Fuente: Elaboración propia.

El peso aproximado de la tornillería también se ha tenido en cuenta. Hay 3 tipos de tornillos. Todos ellos son de diámetro 5 mm de aluminio.

Componente	Densidad (g/cm ³)	Masa (gramos)	Cantidad	Masa total (Gramos)
Tornillo cabeza plana diámetro 5, longitud 15 mm	2,7 (Aluminio 6061)	1	92	92
Tornillo cabeza plana diámetro 5, longitud 60 mm	2,7 (Aluminio 6061)	4	19	76
Varilla roscada diámetro 5mm, longitud	2,7 (Aluminio 6061)	2	12	24
		Total	123	192

Tabla 12 Desglose de pesos de la tornillería de la aeronave. Fuente: Elaboración propia.

Por lo tanto, el peso de la tornillería necesaria para el ensamblaje se estima en 0,192 Kg.

Además, la carga de pago (Bloque de sal) tiene un peso de 10000 gramos (10 Kg).

Debe destacarse que el peso de la electrónica sobre la aeronave representa un 76% del peso total de la aeronave (sin contar con la carga de pago).

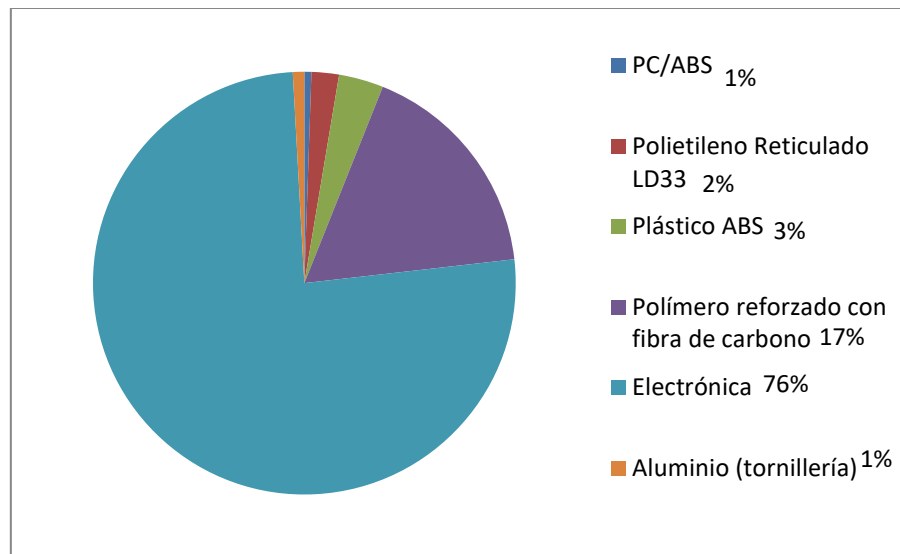


Gráfico 5: Influencia en % de cada uno de los materiales de la aeronave incluyendo electrónica.

Del mismo modo, excluyendo el peso de los componentes electrónicos, debe destacarse que el 71% del peso de los componentes estructurales de la aeronave se componen de las piezas fabricadas con polímero reforzado con fibra de carbono.

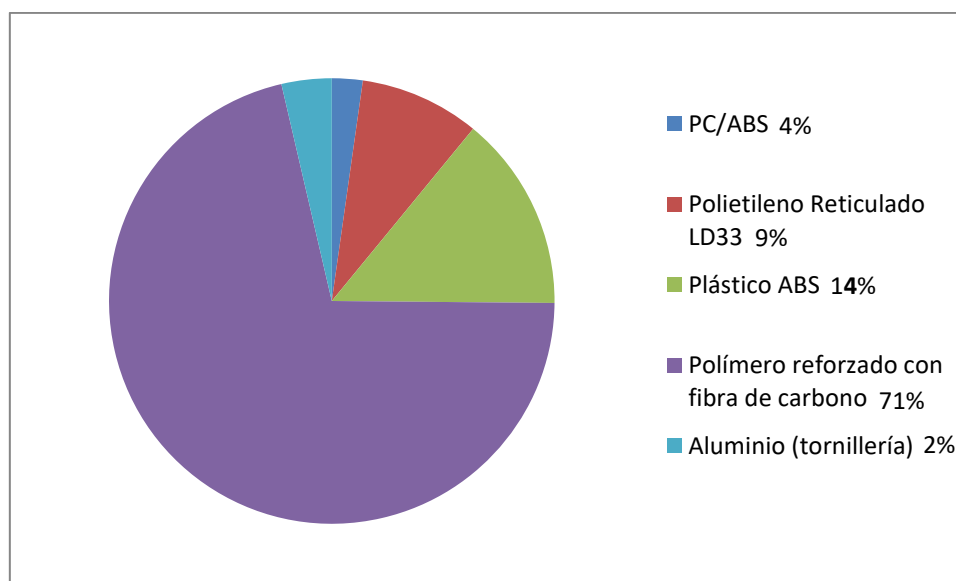


Gráfico 6: Influencia en % de cada uno de los materiales de la aeronave.

Por lo tanto, el peso total de la aeronave en vuelo será de aproximadamente 31940,5 gramos (31,940 Kg).

Debido a que las alas generarán sustentación durante el vuelo traslacional (14,619 Kg a la velocidad de sustentación más eficiente), el peso total que deberán elevar los motores será de aproximadamente 17,321 Kg. De acuerdo con la Tabla la autonomía de vuelo en estas condiciones será de 26 minutos.

3.3 ANEXO 3. COMPONENTES

Para posibilitar el funcionamiento de la aeronave, se han escogido varios componentes presentes en el mercado a los que se ha adecuado la geometría de la aeronave.

A continuación se procede a enumerar cada uno de ellos así como sus características más importantes para la aeronave.

3.3.1 Sistemas de control de la aeronave

Son los encargados de posibilitar el control y la estabilidad de la aeronave.

3.3.1.1 Controladora de vuelo (DJI A3)

La DJI A3 se trata de una controladora de la marca mundialmente conocida en el mundo de los drones de alta y media gama DJI. Siendo su última versión de controladoras para drones de gran tamaño, se compone de un sistema redundante de tres IMUs (Controladores inerciales en cada uno de sus ejes de movimiento) y tres GNSS (GPS) que con adicionales análisis redundantes le dan un total de seis redundancias. Trabajando conjuntamente con algoritmos de diagnóstico avanzados, si la controladora detecta un fallo de GNSS o IMU durante el vuelo, automáticamente "salta" a otra unidad redundante del tipo del tipo de fallo que se haya encontrado para mantener la precisión y seguridad del vuelo en todo momento.

Debido a que la aeronave va a trabajar en entornos montañosos donde la buena precisión del GPS y de los dispositivos inerciales es muy importante a la hora de asegurar la seguridad de la aeronave, se ha escogido esta controladora.

Dispone de algunos sistemas de seguridad que se han valorado como muy ventajosos e importantes para la aeronave:

- **Sistema "Fail Safe"** que toma el control de la aeronave en caso de pérdida de enlace entre la emisora de radio del piloto y el receptor incorporado en la aeronave, el cual con la opción de "go back home" hará que la aeronave ascienda a una altura de seguridad y vuelva al punto de despegue para aterrizar por si sola.
- **Sistema "Course Lock"** que permite mantener una velocidad constante a la aeronave de manera automática. Se utilizará este modo de vuelo durante el trayecto de la aeronave del punto de despegue al de suelta del bloque de sal, de modo que se obtenga la mayor eficiencia de autonomía-velocidad (velocidad de crucero) durante todo el recorrido.
- **Sistema de guiado por "Way Points"** el cual permite previamente a la realización del vuelo, el crear mediante un dispositivo electrónico (móvil, ordenador o Tablet) colocar una serie de "way points" o puntos de recorrido, los cuales la aeronave seguirá automáticamente en un vuelo autónomo sin la necesidad de tener un piloto al mando. Dicho sistema no se utilizará en para la aplicación que va a tener la aeronave, ya que es más seguro debido al entorno en el que se va a desarrollar tener un piloto al mando en todo momento, pero podría ser utilizado para otras finalidades adicionales del mundo del sector primario a las que se podría destinar la aeronave, como fumigación aérea.

- **Sistema "Home lock"**, el cual permite al piloto controlar la aeronave independientemente de la posición de la misma en el espacio. En caso de que por ejemplo el piloto tuviera problemas de recepción de video en la estación de tierra y no tuviera la aeronave a la vista, este sistema le permitiría que simplemente moviendo el joystick derecho de la emisora hacia atrás, la aeronave volviera hacia él (independientemente de si lo hace mediante un movimiento lateral, frontal o marcha atrás). Debido a la configuración de la aeronave (con sus alas fijas), ésta maniobra sólo se utilizará en caso de emergencia y se realizará con el tren de aterrizaje abajo y a una velocidad no mayor a 4 m/s.
- **Sistema "Built-in data recorder"** que funciona del mismo modo que la caja negra. Graba todos los datos de los vuelos de modo que en el caso de ocurrencia de una incidencia o accidente de la aeronave, se pueda obtener los datos de los sistemas de la controladora para averiguar cuál ha sido el fallo que ha causado la incidencia y de este modo poder solucionarlo (sólo graba los datos relativos a la controladora como acelerómetros, GPS, inclinación de la aeronave, ratio de ascenso y de descenso, potencia de los motores etc... por lo que un fallo de pilotaje del piloto no quedaría registrado como causante del accidente).

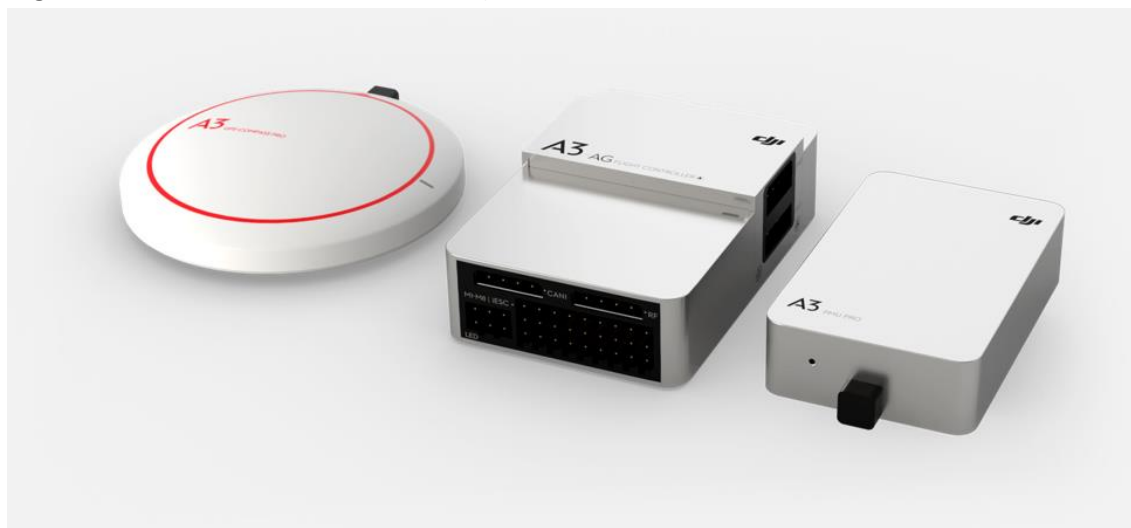


Figura 126: GPS, Controladora DJI A3 y dispositivo IMU de la controladora DJI A3 respectivamente.

Fuente: DJI

Al igual que el resto de controladoras de la marca DJI, periódicamente se pueden hacer actualizaciones de modo que los aspectos previamente citados podrían incluso mejorarse.

La velocidad máxima de viento a la que la controladora permite volar la aeronave es de hasta 10 m/s para los modos de vuelo con asistencia electrónica.

- **Modos de vuelo:**
 1. **Modo de vuelo ATTI:** Éste modo de vuelo mantiene activadas los acelerómetros y giróscopos de la controladora, de modo que detecta, procesa y corrige la inclinación de la aeronave, así como los ascensos y descensos de la misma. De este modo, en una situación sin viento, la aeronave se mantendrá estática en una posición a pesar de que el piloto no toque los mandos.

2. Modo de vuelo GPS: Éste modo de vuelo utiliza el sistema GPS para posicionar la aeronave. Si el piloto no toca los mandos de la misma, la aeronave permanecerá estática independientemente de si hace viento o no hasta un valor límite (10 m/s).
 3. Modo de vuelo manual: Éste modo de vuelo desactiva todas las ayudas de vuelo de la controladora, de modo que es el piloto el que posee el control total de la aeronave. No existe limitación de inclinación ni velocidad de la misma y las reacciones a los "inputs" del piloto son mucho más sensibles que en los dos anteriores. En multirrotors de gran tamaño y peso este modo de vuelo sólo se utiliza en caso de fallo de la controladora o el GPS, permitiendo realizar un aterrizaje seguro.
- **Datos adicionales de interés:**

Peso: 186 gr	Capacidad de vuelo estacionario: Vertical: +/- 0,5m Horizontal: +/-1,5m
Consumo de potencia máximo: 8 w	Multirrotors soportados: Quadróptero, Hexacóptero y Octocóptero
Tamaño: 64 x 42 x 19,5 (mm)	ESC compatibles: 400 HZ
Tamaño PMU: 51 x 34 x 13,5 (mm)	Baterías recomendadas: 3/12 S lipo
Tamaño GPS: 61(diámetro) x 13 (mm)	Temperatura operativa: -10/+45°C
Tamaño LED: 27x27x8 (mm)	Sistema operativo requerido para programación: Windows 7/8/10 (32 y 64 Bits), Mac OS
Máxima inclinación de la aeronave: 35 °	Velocidad máxima del viento: 10 m/s
Máximo ratio de cambio angular: 150 °/s	Máximo ratio de ascenso: 5 m/s
Máximo ratio de descenso: 4 m/s	Protección contra overlimit del motor: Sí

Tabla 13 Características controladora de vuelo DJI A3. Fuente: Electrónica RC.

3.3.2 Emisora y receptor

La emisora escogida para controlar la aeronave se trata de una TARANIS X9D PLUS, de emisión en 2,4 GHz. Posee una gran flexibilidad de programación con la opción de memorizar un número indefinido de aeronaves gracias a la ranura para soportar tarjetas de almacenamiento SD.

Gracias a un altavoz interno, se puede programar para poder escuchar los datos relativos a advertencias, alarmas, información de batería, alcance, modo de vuelo, problemas de transmisión etc.

Adicionalmente, en caso de volar a largas distancias se le pueden incorporar varios módulos que pueden hasta triplicar su alcance.

Sin embargo, el alcance garantizado por la misma es de 2,5 Km, por lo que es adecuado para el tipo de vuelo que se va a realizar (580 metros).



Figura 127: Emisora Fr SKY Taranis X9D PLUS y receptor X8R. Fuente: FrSky.



Figura 128: Detalle sticks auxiliares Fr SKY Taranis X9D PLUS



Figura 129: Receptor Fr SKY X8R. Fuente: FrSky.

- **Características principales:**

- Alarma RSSI (le advierte de problemas de recepción antes de que ocurra un accidente).
- 16 canales (ampliable con módulo externo).
- 64 mezcladores.
- 16 curvas personalizadas con 3-17 puntos cada uno, 32 interruptores lógicos.
- Auto-test de la antena del transmisor.
- 60 memorias de modelos (ampliable a través de una tarjeta SD).
- Salidas de audio de voz.
- USB y ranura para tarjetas SD para memoria ilimitada, y las actualizaciones de firmware, o edición de sonido.
- Código abierto de software (abierto TX).
- Súper baja latencia de respuesta ultra-rápida (9 ms)
- Batería retro iluminada azul ajustable para pantalla LCD.
- Registro de datos en tiempo real.
- Bloqueo del receptor (programa bloqueado a las aeronaves).
- Compartimento de módulos JR.
- Procesador: 60 MHz STM32 ARM Cortex M3.
- Batería Li-po 2000 Mah.
- Receptor X8R.
- Sistema de vibración de alarma.

- **Características técnicas:**
 - Nombre del modelo: **Taranis X9D**
 - Número de **canales: hasta 16**
 - Tensión de funcionamiento: **6-15V (2S, 3S Lipos son aceptables)**
 - Corriente de funcionamiento: **máximo 260mA (tanto módulo de RF y con retroiluminación están activados)**
 - Temperatura de funcionamiento: **-10 / 60°C**
 - Retro iluminada LCD de pantalla: **212 * 64 Monochrome**
 - Memorias modelo: **60 (ampliable mediante tarjeta SD)**
 - Compatibilidad: **FrSky la serie X, la serie D y V8-II receptores de la serie**
 - Modo de vuelo: **Modo 2 (acelerador de mano izquierda)**

3.3.3 Sistema FPV

El sistema FPV (First Person View) necesario para poder visualizar en directo mediante imagen de video en un rango de acción de hasta 2 km. El conjunto se compone por una pantalla de visualización con receptor incorporado tipo "diversity", emisor de video, cámara de video y antenas.

Cada uno de estos componentes se explica a continuación:

3.3.3.1 *Monitor 7" DVR recorder Built-in Battery Dual 32CH 5.8G Diversity receivers*

Se trata de un monitor para la visualización del video de alta calidad con receptor dual incorporado tipo "diversity". El sistema diversity tiene la capacidad de comparar la calidad de la recepción de cada uno de los receptores y de este modo elegir la mejor de las dos para ser utilizada en la visualización de las imágenes que se reciben. En caso de que en algún momento el receptor que mejor recibe sea el que no está en uso, cambia automática e instantáneamente. Una configuración adecuada para este sistema es portar dos antenas de diferente clase (cilíndrica/appach, toroidal/cilíndrica, polarización omnidireccional circular/omnidireccional lineal) dependiendo del tipo de actividad a desarrollar.



Figura 130: Monitor 7" DVR recorder. Fuente: StockRc.

Los receptores tienen 32 canales de búsqueda automática, con salida de video AV para pantallas externas.

La recepción de la señal es en el rango de los 5,8 GHz, de modo que se garantice la no existencia de interferencias entre el sistema de control de la aeronave y el de vídeo.

Además de todas estas características, se ha valorado el no necesitar de una alimentación mediante batería externa de la pantalla (manejabilidad y peso), así como poseer un sistema de grabación de video para poder grabar el vuelo y los datos de telemetría mostrados en pantalla, de modo que en caso de siniestro o pérdida de la aeronave, pueda reproducirse para ver el lugar del siniestro gracias a las imágenes y a los datos de posicionamiento que en ella se muestran.

El monitor tiene la capacidad para grabar la voz del piloto si se desea, lo cual es interesante una vez más para conocer las causas de un posible siniestro.

- **Especificaciones técnicas principales:**

Modelo	PVR-732
Brillo	500cd/m²
Resolución	1024x600 Pixel
Contraste	700:1
Relación de aspecto	16:9
Pantalla	LED
Formato de video	PAL-4.43,NTSC-3.58
Ángulo de visión	75°/75°(L/R) 75°/75°(U/D)
Entrada	
Señales de entrada	Video\Audio \RF \HDMI
Salida	
Señales de salida	VIDEO,3.5mm Earphone Jack
Power	
Voltaje de entrada	DC: 9~18V
Consumo	≤13W
Batería interna	7.4v/2200mA(2hours)
Entorno	
Temperatura de trabajo	-20~50°C
Temperatura de almacenamiento	-30~65°C
Dimensiones	
Tamaño	188.4L x 134W x29.2H mm
Peso	500g
DVR	
Tarjeta de almacenamiento	32Gb
Resolución	D1(720X576),VGA(640X480)QVGA(320X240)
Video, Formato	DVD Record Video, Formato AVI

Tabla 14: Especificaciones técnicas pantalla TVR-732. Fuente: ElectrónicaRC.

3.3.3.2 Mini transmisor de video 5,8 Ghz X50 600mW 40CH Race Band 90º

Se ha escogido este mini transmisor debido a su reducido tamaño y su alta potencia que garantiza una recepción de señal de buena calidad en campo abierto a distancias de hasta 3000 metros de radio. La emisión es en 5,8 Ghz y posee 5 bandas de emisión con 8 canales cada una (40 canales en total).

El cambio de canales se realiza de manera inmediata mediante la pulsación de un botón y el canal y la banda se indica mediante una pequeña pantalla LED.

La antena sale en perpendicular a la superficie de amarre del transmisor, la cual es ideal para la geometría de la placa en la que irá montado este componente en el multirrotor diseñado.

- **Especificaciones técnicas:**
 - 5,8 Ghz 600 mW.
 - Distancia Máxima: > 3000 m.
 - 40 canales.
 - Carcasa de aluminio.
 - Botón de cambio de canales con indicador LED.
 - Micrófono integrado.
 - Conector antena 90º, para antenas con conector SMA.
 - Dimensiones: 32x22x9mm.
 - Voltaje: 7-20 V.
 - Consumo: 220 mA.
 - Peso 12,5 gr.
 - Voltaje de salida para cámara FPV: 5V.

Frecuencias:

FR	CH	CH							
		CH1	CH2	CH3	CH4	CH5	CH6	CH7	CH8
FR	FR1(F)	5740	5760	5780	5800	5820	5840	5860	5880
	FR2(E)	5705	5685	5665	5645	5885	5905	5925	5945
	FR3(A)	5865	5845	5825	5805	5785	5765	5745	5725
	FR4(R)	5658	5695	5732	5769	5806	5843	5880	5917
	FR5(B)	5733	5752	5771	5790	5809	5828	5847	5866

Tabla 15: Frecuencias de recepción para cada canal de la pantalla. Fuente: Stock Rc.

3.3.3.3 Cámara FPV Foxeer 600 TVL HS1177 CCD 5-22V

Cámara de pequeño tamaño con solo 11 gr. de peso, y capacidad de visualización con 0,01 Lum de luz natural.



Figura 131: Cámara FPV Foxeer 600 TVL. Fuente: Electrónica RC.

- **Especificaciones técnicas:**
 - Modelo: HS1177.
 - Dimensiones: 25x25 mm.
 - Voltaje admitido: 5-22 V.
 - Sensor: 1/3" Sony SUPER HAD II CCD.
 - Peso: 11gr.
 - 600 TVL.
 - Menú OSD
 - 2D-DNR (reducción digital de ruido).
 - Bajo consumo de energía (70Ma).
 - Iluminación baja: 0,01 Lux.
 - Lente de 2,8 mm.

3.3.3.4 Antenas

Se van a utilizar tres antenas de vídeo: Dos distintas entre ellas en la pantalla de recepción diversity y otra adicional para el transmisor de vídeo.

3.3.3.4.1 Antena Invader 5,8 GHz 6,5 dbi.

Antena tipo apache de recepción de vídeo compacta con alto rendimiento. Se ha escogido debido a su alta ganancia para vuelos de larga distancia y su reducido tamaño.

- **Especificaciones técnicas:**
 - Circular Polarizado para izquierda o derecha.
 - Diseño compacto de bajo perfil.
 - Diseñado para gafas o estaciones base.
 - Rango de frecuencia: 5645 - 5945 Mhz.
 - Ganancia: 6,5 dBi.
 - Ancho de la banda: 150 ° a -7db, 120 ° a -5db, 90 ° a -3db.

- Circular izquierda o derecha Polarizada (LHCP o RHCP).
- Conector SMA.
- Dimensiones: 45mm x 41mm x 16mm.
- -Peso: 11grams.



Figura 132: Antena Invader 5,8 GHz 6,5 dbi. Fuente: Stock RC.

3.3.3.4.2 Kit antena emisión y recepción Fat shark 5,8 Ghz SMA.

Par de antenas (emisora y receptora) de la marca Fat Shark polarizadas. La antena de transmisión se coloca en el transmisor de FPV, mientras que la segunda se colocará en el segundo receptor de video del sistema diversity.



Figura 133: Antenas Fat Shark 5,8 Ghz SMA. Fuente: Stock RC.

3.3.4 Batería Lipo Gens Ace-Tattu 22000 mah 22,2 V 25/50C 6s1p

La aeronave necesitará un total de 4 baterías Lipo Gens Ace-Tattu 6S 2S2p (2 en serie y 2 en paralelo).

Se trata de una marca de baterías de alta gama utilizadas para suministrar energía a drones de altas prestaciones profesionales de gran tamaño.

- **Especificaciones técnicas:**
 - Tipo de producto: Batería de lipo
 - Capacidad: **22000mAh**
 - Voltaje: **22.2V**
 - Max Descarga en continuo: **25C** (550A)

- Max Descarga puntual: **50C** (1100A)
- Peso: 2500g
- Dimensiones: 195*91*64 mm
- Conector de balanceo: JST-XH
- Conector de descarga **Anti chispazo**: Rojo AS150, Negro Xt150.
- Rango de carga: 1-3C Recomendado, 5C Máximo.



Figura 134: Batería Tattu 6s 22000 mAh 25 C de descarga. Fuente: Stock RC.

3.3.5 Cargador de baterías iCharguer 380 DUO

Debido al alto precio y capacidad de las baterías, es necesario cargarlas y almacenarlas mediante cargadores adecuados para ello. El cargador iCharguer 380 DUO posee la capacidad para cargar baterías tipo Li-Po con capacidades de carga de hasta 1300W y con una precisión de cargado de cada celda independiente de la batería <10 mW, que garantizan un buen cuidado y longevidad de las baterías.



Figura 135: Cargador de baterías iCharguer 308 DUO Fuente: RCInnovations.

- **Especificaciones técnicas:**

- Voltaje de entrada: 10-30 Volts
- Máxima corriente de entrada: <60 Amp
- Rango de carga continua: 50A@Syn. Mode - 30A@Asyn. Mode
- Máxima potencia de carga: 1300W (Channel 800W @input > 23.5V)
- Máxima potencia de descarga: 80W (Channel 120W)
- Máxima capacidad de descarga regenerativa: 1300W (Channel 800W)
- Corriente para balanceo: 2.4A@Syn. Mode 1.2A@Asyn. Mode
- Sensibilidad de balanceo: <10mv
- Litio (LiPo/Lilo/Life): Número de celdas de las baterías: 1-8 series (Por canal)
- NiMh/NiCd: 1-20 Series (Por canal)
- Pb (Plomo) 2-30 Voltios por canal.
- Memorias de guardado de configuración de baterías: 64
- Control de temperatura inteligente.
- Conexión al ordenador: Puerto USB
- Peso: 0,91 Kg.
- Dimensiones: 171 x 118 x 59 mm.

3.3.6 Fuente de alimentación Chargery Power S1500W 60A.

Debido a que el cargador de baterías se alimenta con corriente continua a 12 voltios, es necesario contar con una fuente de alimentación para poder conectarlo con un enchufe de corriente alterna de 220 Voltios. Para ello se ha escogido la fuente de alimentación Chargery Power S1500W de 60 A.



Protección contra exceso de temperatura de 90°C max.
Protección contra cortocircuito en salida.

Características mecánicas

Tamaño: 252x145x68 mm.

Peso: 2,3 Kg.

Cable de entrada de potencia: AWG14, 1,5 m de longitud.

3.3.7 Tren de aterrizaje retráctil

La motorización del tren de aterrizaje se llevará a cabo mediante un Kit existente de tren de aterrizaje de la marca TAROT, con un soporte de carga de entre 10 y 30 Kg. (por lo que se adecúa a la aeronave.

El material de construcción del conjunto es una aleación de aluminio 6061T6 mecanizado en CNC, para un tamaño de tren de aterrizaje de 25mm de diámetro interior.

Debido a su robustez, sencillez (el accionamiento del mecanismo es mediante un sistema tornillo-tuerca que al ser accionado provoca el movimiento del tubo del tren de aterrizaje) y a que se trata de un mecanismo waterproff, ha sido elegido como el mecanismo ideal para éste tipo de multirotor.

Adicionalmente, otro factor que se ha tenido muy en cuenta a la hora de escogerlo es que es de los pocos mecanismos existentes en el mercado para esta finalidad que en su posición de "tren de aterrizaje arriba" alcanza una posición de 90º, lo cual era un requisito indispensable para poder ensamblar las alas de manera que se obtuviera la mayor eficiencia posible durante el vuelo.

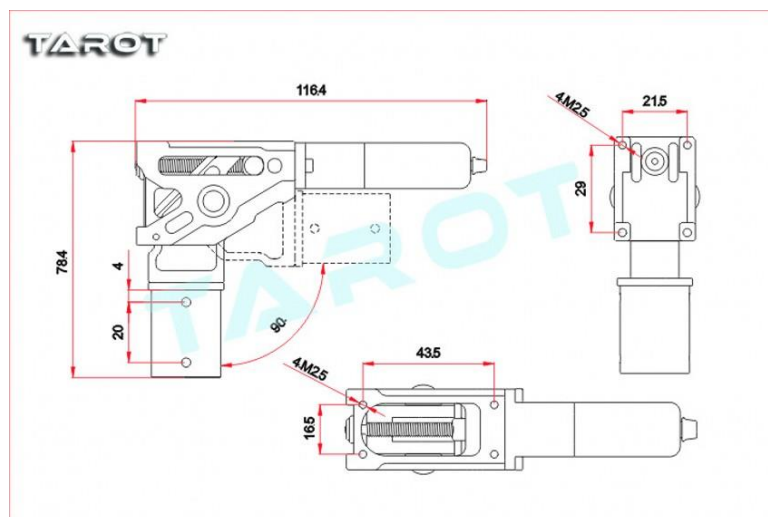


Figura 137: Dimensiones del mecanismo de accionamiento sobre el tren de aterrizaje TAROT para tubos de 25mm.



Figura 138: Mecanismo de accionamiento sobre el tren de aterrizaje TAROT para tubos de 25mm en su posición de "tren de aterrizaje arriba para tubos de 25mm. Fuente: RCInnovations.



Figura 139: Mecanismo de accionamiento sobre el tren de aterrizaje TAROT para tubos de 25mm en su posición de "tren de aterrizaje abajo". Fuente: RCInnovations

Debe destacarse que el ángulo posición de "tren de aterrizaje abajo" respecto de la vertical es ajustable.

- **Especificaciones técnicas:**
 - Íntegramente fabricado en aluminio.
 - Peso de cada mecanismo (x2) 133 Gramos.
 - Dimensiones especificadas en imagen.

3.3.8 Servo HITEC HS-5646WP (Gancho de carga)

Como mecanismo de accionamiento de la varilla que accionará el gancho de carga para el soltado del bloque de sal de manera remota, se ha escogido el servo HI-TEC HS-5646WP. Se trata de un servo utilizado comúnmente para la construcción de robots, barcos de modelismo o aeromodelismo. Entre sus características a destacar se encuentran su par de accionamiento (entre 11,3 y 12,9 Kg/cm), así como su protección contra el agua (Water Proff), lo cual lo hace el servo ideal para el mecanismo de la aeronave.

- **Especificaciones técnicas:**
 - Mecanismo de reductora con engranajes metálicos
 - Carcasa con protección contra el agua IP67.
 - Alimentación mediante batería de 7,4-2S.
 - Circuito digital programable.

- Recorrido programable.
- Dirección programable.
- Fail Safe programable.
- Función de reseteo del programa.
- Función de guardado y carga de memorias.
- Brazos de accionamiento de todo tipo incluidos
- **Especificaciones técnicas adicionales:**

Voltaje de operación	5-7,4 V
Velocidad (60º)	0,2-0,18 Segundos.
Torque máximo	11,3-12,9 Kg/cm
Corriente de control	4,5 mA
Punto muerto de accionamiento	4µs
Dimensiones	41,8x21x40 mm
Peso	61 gramos
Protección contra permeabilidad	IP67

Tabla 16: Características servo HI-TEC HS-5646WP. Fuente: Elaboración propia.



Figura 140: Servo HI-TEC HS-5646WP. Fuente HITEC.

3.3.9 Sistema de propulsión

El sistema de propulsión de la aeronave se denomina al conjunto formado por los componentes comprendidos entre la salida de señal de la controladora y el empuje de la aeronave. De este modo, el sistema de propulsión global se compone por cuatro "sistemas de propulsión locales" (uno por cada brazo de motorización de la aeronave).

Cada uno de estos “sistemas de propulsión locales” se compone de un ESC/BEC, un motor y una hélice de propulsión.

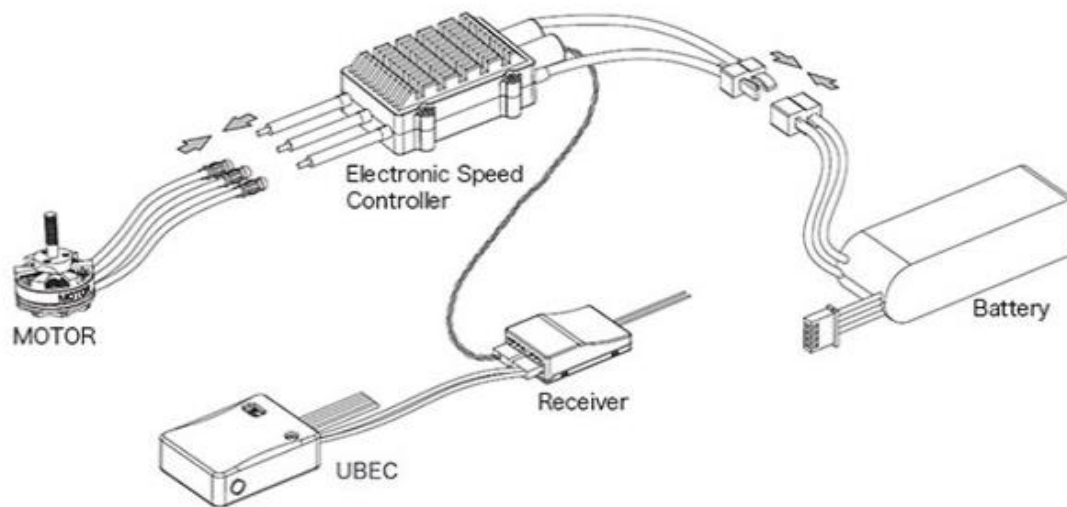


Figura 141: Esquema conexión sistema de propulsión. Fuente: Foxtechfpv

3.3.9.1 ESC T-MOTOR FLAME 100 A HV 600Hz (6s-12s)

El controlador ESC (Electronic Speed Control) es un componente electrónico necesario para poder controlar las revoluciones y potencia de accionamiento de los motores brushless.

Un ESC adapta la velocidad de señal de referencia (proveniente de un control de acelerador, joystick, receptor de señal, centralita...) y varía la frecuencia de salida de los transistores que controlan la tensión y de salida del mismo hacia los motores. Ajustando la frecuencia de dichos transistores, la velocidad del motor puede ser controlada en función de la necesidad que sea demandada.

El T-Motor FLAME 100 A ha sido diseñado para suministrar energía a motores de multirrotor T-Motor de alta gama, válidos para aplicaciones comerciales, industriales y militares. Se trata de un variador resistente al agua con un IP55.



Figura 141: ESC T-Motor FLAME 100 Ahv 600 Hz. Fuente: TMotors.com

- **Especificaciones técnicas:**

- Programación especial del procesador para un control absoluto sobre el acelerador.
- Compatibilidad con motores tipo disco.
- Todos los ajustes excepto el timing están ajustados de fábrica.
- Compatibles con la mayoría de controladoras de vuelo, soporta hasta 600Hz.
- Diseño especial de PCB usado en aplicaciones UAV, con una carcasa de aluminio CNC.
- Resistente al agua: IP55
- Soporta baterías LiPo de 6s a 12s
- Usado junto con motores Tmotor ofrecen su mayor eficiencia y bajo consumo.

3.3.9.2 Motor T-MOTOR U13 100KV

El motor elegido para propulsar la aeronave es el T-Motor U13 100KV. En total la aeronave contará con cuatro motores de este tipo. Se ha elegido este motor debido a las buenas prestaciones del motor (especificadas en el Anexo 2. Cálculos) relativas a las necesidades de la aeronave. Cabe destacar que se trata de un motor Waterproof, por lo que no requerirá de



protección contra el agua adicional.

Figura 142: Motor T-Motor U13 100KV. Fuente: TMotors-com

- **Especificaciones técnicas:**

KV	100	Longitud del cable	150mm
Peso	1280 gr	Pico de corriente	65 A
Corriente sin carga	1,25 A	Máxima potencia	3120 W
Voltaje	6-12 S Li-Po	Resistencia interna	23 m Ω

Tabla 17: Especificaciones técnicas motor T-MOTOR U13 100 KV. Fuente: Elaboración propia.

3.3.9.3 Hélice T-Motor 29x9,5

La hélice escogida es una hélice T-Motor tripala de 29 x 9,5 (diámetro x paso en pulgadas). Son hélices de fibra de carbono especialmente diseñadas para UAV o multicopteros/multirrotores. Con ellas se incluye un adaptador de hélice para el acople rápido al motor (sistema de rosca rápida), el cual con un enroscado en sentido contrario al giro del motor, aprieta

automáticamente debido a la fuerza que la hélice ejerce sobre la tuerca asegurando que nunca pueda soltarse durante el vuelo.

Gracias a tratarse de hélices tripala, se obtiene una mayor eficiencia con un menor diámetro (lo cual es ideal para reducir el "downwash" o flujo descendente de las superficies expuestas de la aeronave, como brazos de los motores, tren de aterrizaje y alas etc...) durante el vuelo estacionario, pudiendo obtenerse mejores rendimientos en aeronaves de menor tamaño que con las hélices bipalas equivalentes. Adicionalmente se reducen las fuerzas de inercia, lo cual hace la aeronave más manejable ante los cambios de revoluciones de los motores necesarios para controlar la aeronave, y con ello el consumo.

También se obtienen niveles de ruido inferiores, lo cual se ha valorado a la hora de no molestar a especies autóctonas de la zona montañosa en la que se va a operar con esta aeronave.

Debe resaltarse que deben montarse dos tipos de hélices diferentes para el multirotor: dos en sentido de giro horario (CW) y otras dos en sentido de giro anti-horario (CCW).

- **Especificaciones técnicas:**
 - Diseño único: panel sándwich de carbono.
 - Alta capacidad de carga.
 - Equilibradas y balanceadas de fábrica.
 - Baja inercia.
 - Dimensiones: 29x9,5" tripala.



Figura 142: Hélice Tripala T-Motor 29X13,5". Fuente: TMotors.com

3.4 ANEXO 4. MANTENIMIENTO DE LA AERONAVE

El mantenimiento de una aeronave es un factor muy importante y determinante que garantiza una buena seguridad operacional durante el desarrollo de los vuelos de la misma.

Cada aeronave debe llevar a cabo una serie de revisiones periódicas preventivas que detecten posibles componentes dañados o defectuosos antes de causar un problema que podría desencadenar en incidencias o accidentes que causen daños materiales o personales.

3.4.1 Chequeo pre-vuelo

Antes de la realización de cada vuelo, hay una serie de componentes que se deben verificar para asegurar el buen funcionamiento de los mismos.

1. Revisión de las baterías

Antes de conectar las baterías con las que se va a desarrollar la operación de la aeronave, debe comprobarse si su carga es la adecuada para poder completar el vuelo.

Se utilizará un medidor de batería que se conectará en el conector de balanceado de cada una de ellas, y se comprobará la tensión de cada una de las celdas de las cuatro baterías que la aeronave necesita para su vuelo.

La tensión de cada una de las celdas debe ser de 4,2 V, o muy próxima a este valor cuando las baterías están cargadas. El valor mínimo para no dañar las baterías, por debajo del cual NUNCA deben descender es de 3,5 V.

Se comprobará que cada una de las celdas de las diferentes baterías se encuentra a un valor próximo a los 4,2 Voltios, no habiendo una diferencia de tensión entre cada una de ellas superior a 0,15 Voltios.

En caso de que alguna de las celdas de alguna o varias de las baterías difiera del resto en más de 0,15 Voltios, se abortará la utilización de dicha batería para el vuelo, y se someterá a un proceso de balanceado.

Si el daño persiste, se descargarán y se desecharán.

2. Revisión de los motores

Se comprobarán holguras de cada uno de los cuatro motores de la aeronave. Para ello, se agarrará el brazo del motor, y se moverá de manera oscilatoria el rotor de cada uno de ellos, comprobando si existe algún tipo de holgura.

Se deberá hacer girar cada uno de los motores en su sentido habitual de giro, y comprobar que giran sin ningún tipo de fricción ni realizan ningún tipo de ruido extraño.

Por último, deberá comprobarse que cada uno de los conectores de los tres cables que salen del motor hacia los variadores están en buen estado (la parte visible).

3. Revisión de los brazos de los motores

Con la aeronave apoyada en el suelo, se comprobará que no existe ningún tipo de holgura entre los brazos y el chasis de la aeronave.

Adicionalmente deberá asegurarse de que no existe ningún tipo de golpe ni fisura en los tubos de carbono.

4. Revisión de las hélices

Deberá comprobarse de que todas las hélices están en buen estado y correctamente apretadas a cada correspondiente motor. En caso de que alguna de ellas contenga algún tipo de suciedad, como hierba o barro que pueda haberse adherido a la misma durante el aterrizaje, deberán ser limpiadas para evitar vibraciones cuando giren a alta velocidad.

En caso de presentar algún tipo de golpe o fisura deberán ser sustituidas antes de la realización del vuelo.

5. Verificación de las conexiones eléctricas

Se realizará una revisión visual de cada una de las conexiones de los componentes eléctricos, especialmente aquellos próximos a bordes cortantes en busca de posibles cables pelados o dañados.

6. Comprobación de funcionamiento del gancho de carga

Una vez conectada la batería, se verificará el correcto funcionamiento de la suelta del gancho de carga, y su capacidad para volver a cerrarse. Adicionalmente, se comprobará que cierra correctamente y que es capaz de soportar el peso del bloque de sal sin que se suelte. Asegúrese de que lo soporta sin problema dándole unos pequeños tirones a la cuerda que sujeta el bloque de sal.

3.4.2 Mantenimiento preventivo

Para asegurar que la aeronave sigue manteniendo un rendimiento óptimo y un vuelo eficiente y seguro, se recomienda realizar un mantenimiento integral cada 200 vuelos, o 50 horas de vuelo.

A continuación se enumeran cada uno de los componentes que deberán revisarse.

1. Baterías

- a) Compruebe si la batería tiene daños y deformidades. En el caso de la aparición de signos de daños en la batería, deberá ser descargada al 10% de su carga y procederse a su eliminación. Bajo ningún concepto deberá desmontarse o tratar de reutilizarla.
- b) Revise las conexiones de la batería, y asegúrese de que se encuentran limpias. En caso de presentar algún tipo de residuo, límpiense con goma de borrar.
- c) Debe comprobarse si hay daños de algún tipo en los conectores de metal de alimentación. En caso de que tengan restos de quemaduras, trate de limpiarlos para asegurar una buena conexión. Puede conseguirse mediante la inserción de una pieza de papel de lija en los conectores para pulir el metal.
- d) Revisar los bornes de la batería entran adecuadamente sin doblarse ni forzarse en los conectores de la aeronave.

2. Comprobación de la aeronave

- a) Confirme que todos los tornillos están adecuadamente apretados.
- b) Compruebe si la aeronave tiene algún tipo de daño estructural, como golpes, dobladuras, fisuras etc. En caso de existir daños que podrían afectar a la seguridad de la operación normal de la aeronave, contacte con el fabricante.
- c) Verifique que no hay daños en los tubos de carbono de los brazos.
- d) Verifique las holguras del tren de aterrizaje. En caso de que presente en exceso, reapriete los tornillos. Si la holgura persiste, contacte con el fabricante de la aeronave.
- e) Asegúrese de que todas las superficies aerodinámicas, como las hélices o las superficies alares se encuentran en buen estado (sin desgastes, abolladuras o fisuras). En caso de que alguna de las hélices presente algún signo de desgaste, contacte con el fabricante. A pesar de que ninguna de las hélices ni superficie sustentadora presente suciedad apreciable, límpiense con un paño húmedo y séquese posteriormente para asegurar una buena eficiencia de los mismos.
- f) Asegúrese de que no hay obstáculos alrededor de los tres módulos GPS o a su alrededor o alrededor de las antenas del transmisor de video. Retire cualquier obstáculo (tales como cintas con material conductor) que pudieran afectar o bloquear la señal. Adicionalmente, verifique que cada una de las flechas de los módulos GPS apuntan hacia el morro de la aeronave, y que no poseen libertad de giro.
- g) Compruebe que los trenes de aterrizaje derecho e izquierdo están colocados en el mismo ángulo de inclinación.

3. Comprobación de los motores

- a) Retire las hélices y encienda los motores. Debe asegurarse de que cada uno de los cuatro motores no realiza ningún ruido anormal. Es común que debido al desgaste de los rodamientos, se produzcan sonidos agudos. Si hay cualquier ruido anormal, por favor reemplace los motores.
- b) Con las hélices desmontadas y los motores de nuevo encendidos compruebe que el eje de los motores está perfectamente alineado y no presenta ningún tipo de oscilación ni vibración. Si se detecta algún problema, contacte con el Servicio de Asistencia Técnica de para reemplazar los motores.
- c) Mediante el uso de una galga, compruebe que la separación existente entre el estator y el rotor de cada uno de los motores es uniforme alrededor del mismo. En caso de no ser así, contacte con el Servicio de Asistencia Técnica para reemplazar los motores.
- d) Asegúrese de que cada uno de los motores están perfectamente agarrados a sus correspondientes brazos, así como de que los soportes de los mismos están en buen estado. En caso de encontrar algún tipo de daño o fisura en los soportes, contacte con el Servicio de Asistencia Técnica.

4. Comprobación de las hélices

- a) Compruebe que no ay ningún tipo de fisura, dobladura o desviación de las hélices. En caso de presentar algún tipo de imperfección, sustitúyala de inmediato.
- b) Con la hélice adecuadamente colocada en el drone, colóquele en el suelo y póngalo en marcha. En el caso de poder apreciar dos capas de contorno de la hélice a diferentes alturas mirándolas desde el perfil, significa que alguna de las palas está roblada, y deberá ser sustituida.

5. Comprobación del IMU

- a) Mediante la aplicación de DJI para la controladora A3 que le haya facilitado el fabricante, compruebe el estado de la IMU (Unidad de Medición Inercial). Con la aeronave correctamente apoyada sobre una superficie plana, realice una calibración avanzada de la misma. Asegúrese de no moverlo ni transmitirle ningún tipo de vibración mientras se realiza la calibración. En caso de que la calibración no haya ido adecuadamente, repita el proceso.

6. Comprobación del Sistema de Control y de Transmisión de Video

- a) Compruebe que la antena del transmisor de vídeo está perfectamente vertical, así como que su conexión con el transmisor no presenta ningún tipo de holgura. Compruebe adicionalmente cualquier tipo de dobladura o daño. En caso de presentar algún tipo de dobladura, sustitúyala.



- b) Compruebe que las antenas del receptor de la aeronave están perfectamente agarrados al chasis formando un ángulo de 60°. En caso de que alguno de los cables de las dos antenas del receptor presente algún tipo de desgaste, sustitúyase el receptor.
- c) Compruebe que cada uno de los interruptores de la emisora de control de la aeronave funciona adecuadamente. Es recomendable rociar los sticks mediante limpiador de contactos y moverlos realizando giros circulares de extremo a extremo varias veces una vez hayan sido rociados con el mismo.

7. Comprobación del Sistema de FPV.

- a) Compruebe el objetivo de la cámara. Si se detecta cualquier suciedad o residuo, limpie suavemente el objetivo.
- b) Asegúrese de que la cámara está correctamente orientada y de que los cables de alimentación de la misma no están dañados. En caso de presentar algún tipo de desgaste, sustituya el cable.
- c) Con las antenas de la pantalla desmontadas, conecte la aeronave y alimente el sistema de FPV. Debería recibir señal de vídeo sin ningún tipo de interferencia a una distancia de al menos 50 metros sin obstáculos entre la aeronave y la pantalla. En caso de que esta distancia no le satisfaga, contacte con el fabricante para que compruebe su funcionamiento.

8. Comprobación del gancho de carga.

- a) Con la aeronave apagada, compruebe que el servo de accionamiento de la varilla del gancho de carga gira adecuadamente, sin que el brazo patine, imponiendo la fricción adecuada.
- b) Compruebe que la varilla pasa adecuadamente por cada uno de los agujeros pasantes, y que puede girar adecuadamente en la unión con el brazo del servo.
- c) Encienda la aeronave y compruebe que el servo funciona correctamente, y que puede alcanzar sin ningún obstáculo ni dificultad sus dos posiciones naturales (varilla abierta y cerrada).
- d) Con la aeronave apagada, coloque el hilo de sujeción del bloque de sal en su posición de transporte, y asegúrese de que con el servo en la posición "cerrado", no puede soltarse aun sin tener tensión.
- e) Conecte la aeronave, y mediante la aplicación de una tensión de unos 12 Kg al cable en su posición de transporte, accione el gancho a su posición de suelta. El cable debería soltarse sin ningún tipo de impedimento. En caso de no ser así, póngase en contacto con el Servicio Técnico de la aeronave.

3.5 ANEXO 5. LEGISLACIÓN Y NORMATIVA APLICABLE

3.5.1 FUENTES DE DERECHO AERONÁUTICO

3.5.1.1 OACI

El Convenio sobre Aviación Civil Internacional o Convenio de Chicago, se estableció entre los países participantes en la Conferencia de Chicago, durante el año 1944, de ahí que también se le conozca como Convenio de Chicago.

Dicho convenio, se creó debido a la necesidad de reglamentar la navegación aérea internacional y el creciente tráfico de mercancía y pasajeros propiciado por el rápido desarrollo técnico de la aviación. En él se recogen las cinco primeras libertades del aire, un conjunto de derechos sobre la aviación comercial, que aseguran a las aerolíneas de un estado la entrada en el espacio aéreo de otro y el aterrizaje en éste. España ratificó este convenio en el año 1947.

En el citado convenio se creó la Organización Internacional de Aviación Civil, OACI (ICAO, por sus siglas en inglés). La OACI se trata de una agencia de Naciones Unidas, dedicada a estudiar los problemas de la aviación civil internacional y a promover los reglamentos y normas únicos en la aeronáutica mundial. La OACI trabaja con los 191 estados miembros y con distintas organizaciones internacionales de aviación.

Entre sus funciones principales se encuentran el desarrollo de normas y prácticas recomendadas, que los estados tienen como referencia para el desarrollo de su propia normativa nacional sobre aviación civil.

3.5.1.1.1 Marco normativo de la OACI sobre aeronaves sin piloto

El artículo 8 del Convenio de Chicago, enmendado por la Asamblea General de la OACI (Doc. 7300) dice que:

Ninguna aeronave capaz de volar sin piloto (a bordo) volará sin él sobre el territorio de un estado contratante, salvo que se cuente con autorización especial de ese estado y de conformidad con los términos de dicha autorización. Cada estado contratante actuará para asegurar que los vuelos de esas aeronaves sin piloto, en regiones abiertas al tráfico aéreo civil, estén suficientemente controlados para evitar poner en peligro a las aeronaves civiles.

El concepto operacional de gestión del tránsito aéreo mundial (Doc 9854) define un RPAS como:

Un vehículo aéreo no tripulado es una aeronave sin piloto (UA), en el sentido del artículo 8 del Convenio sobre Aviación Civil Internacional, que vuela sin un piloto al mando a bordo y que se controla a distancia y plenamente desde otro lugar (tierra, otra aeronave, espacio), o que ha sido programada y es plenamente autónoma (UAS).

La Circular 328 trata todos los aspectos relativos a la aviación no tripulada.

A modo de resumen, establece que:

Las aeronaves no tripuladas (Unmanned Aircrafts) deben ser consideradas como aeronaves.

Toda aeronave que vuele sin piloto a bordo está sujeta al Artículo 8 del Convenio de Chicago.

Hay tres subconjuntos o categorías de UA:

- Aeronaves pilotadas a distancia (RPA).
- Aeronaves programables plenamente autónomas (UAV).
- Aeronaves que reúnen características de ambas.

Sólo las aeronaves pilotadas a distancia podrán integrarse en el sistema de aviación civil internacional, en el futuro previsible. Las funciones y responsabilidades del piloto remoto son fundamentales para la operación segura y predecible de la aeronave.

3.5.1.1.2 Agencia Europea de la Seguridad Aérea (EASA)

El Reglamento (EC) No. 216/2008 del Parlamento Europeo y del Consejo, de 28 de febrero de 2008, sobre normas comunes en el ámbito de la aviación civil, hace un requerimiento a la EASA para que se regulen los usos civiles de los sistemas de aeronaves no tripuladas (UAS) y en particular, de los sistemas de aeronaves pilotadas a distancia (RPAS), cuya masa operativa iguale o supere los 150 Kg.

En su artículo 1.2 excluye de su ámbito de aplicación a cualquier aeronave que tome parte en operaciones militares, aduaneras, de policía o similar (salvamento, bomberos).

Asimismo, en su Anexo II, apartado i), este Reglamento también excluye de su ámbito de aplicación a aquellas aeronaves no pilotadas, con una masa operativa inferior a 150 kg.

De esta forma, se hace recaer sobre cada uno de los estados miembros de la Unión Europea, la responsabilidad de regular los RPAS por debajo de 150 kg, ya sea para uso civil, militar, experimental o como afición, y los de masa igual o superior a ese límite que se encuentren en alguna de las situaciones descrita en el artículo 1.2.

3.5.1.1.3 Joint Authorities for Rulemaking on Unmanned Systems (JARUS)

JARUS es un grupo de expertos de distintas organizaciones y agencias nacionales e internacionales de seguridad aérea, creado para generar recomendaciones sobre todos los aspectos relativos a la operación de los de los UAS y a su integración en el espacio aéreo y en los aeródromos: requerimientos técnicos, de seguridad operacional y certificación, integración en el espacio aéreo, autorizaciones y licencias para los pilotos de RPAS, etcétera.

3.5.2 NORMATIVA NACIONAL

3.5.2.1 Ley 48/1960, de 21 de julio, de navegación aérea

Regula la navegación aérea en España, tanto civil, como militar.

Los pilotos y operadores de RPAS, en tanto que usuarios del espacio aéreo, tienen la obligación de conocer y respetar los preceptos que conforman esta ley.

Entre lo citado en esta Ley, cabe destacar lo referente a la responsabilidad civil de pilotos y operadores:

Los operadores de RPAS deben hacerse cargo de los daños que puedan ocasionar sus aeronaves, por lo que es preciso contar con un seguro de responsabilidad civil o con una garantía financiera suficiente.

El operador es responsable de las consecuencias de las acciones de sus empleados en el ejercicio de sus funciones. Por ello, resulta imprescindible formar y entrenar adecuadamente tanto a las tripulaciones, como al personal de tierra.

El derecho especial de giro (código ISO: XDR) es la moneda del Fondo Monetario Internacional. El tipo de cambio respecto al Euro fluctúa continuamente, como ocurre con el resto de monedas, por lo que es necesario calcular de manera adecuada la cobertura de los seguros de responsabilidad civil de cada RPAS, a fin de evitar que, en algún momento, la cobertura contratada esté por debajo del mínimo fijado en este artículo.

Según el artículo 122, los operadores de RPAS deben adoptar las medidas necesarias para evitar el acceso no autorizado a los sistemas (actos de interferencia ilícita), puesto que pueden ser responsables subsidiarios de los daños que pueda causar la persona que utilice la aeronave.

De acuerdo con los artículos 125 y 126, cada aeronave debe disponer de una póliza de seguro de responsabilidad civil, acorde con el tipo de operaciones a las que vaya destinada.

En lo referente a los casos de accidente, según el artículo 134 y 136, es obligatorio comunicar a las autoridades aeronáuticas el suceso y deberán ser ellas las encargadas de investigar las causas y consecuencias del suceso.

Cuando se vayan a llevar a cabo operaciones de trabajos aéreos con RPAS, es necesaria la comunicación previa o la autorización de la AESA. En el Real Decreto-ley 8/20014 y en la Ley 18/2014 se concretan las condiciones para cada escenario operativo.

En este artículo, se faculta al Ministerio de Fomento para exceptuar a determinadas aeronaves, del requisito de inscripción en el Registro de Aeronaves y de la obtención del certificado de aeronavegabilidad. Es lo que se hace con los RPAS cuya MTOM es menor de 25 kg, en el Real Decreto-ley 8/20014 y posteriormente, en la Ley 18/2014.

Este artículo hacía necesaria la previa autorización por parte de la AESA de las operaciones con RPAS, hasta que se publicó la Resolución de la directora de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea, de 7 de julio de 2014, por la que se adoptaron medios aceptables de cumplimiento y material guía para la emisión de títulos habilitantes para esas operaciones.

3.5.2.2 Ley 21/2003, de 7 de julio, de seguridad aérea.

Esta norma supuso un notable y necesario reordenamiento de las competencias de la Administración General del Estado en materia aeronáutica y configuró al Ministerio de Fomento como la autoridad aeronáutica civil.

Igualmente, supuso una importante puesta al día en materia de ordenación, supervisión y control de los diferentes sectores de actividad dentro de la aviación civil, incluidos la investigación de accidentes, la inspección aeronáutica, la seguridad aérea y el régimen de sanciones e infracciones.

También atribuye las competencias en cuanto a provisión de diversos servicios aeronáuticos de interés para los operadores de RPAS, como el servicio de información meteorológica.

En caso de ocurrir un accidente o incidente grave en el que se vea involucrado un RPAS, será la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil el órgano encargado de la investigación correspondiente, al igual que sucede con el resto de operadores aéreos.

Los operadores de RPAS deben tener en cuenta que están obligados a comunicar a la Autoridad cualquier accidente o incidente en el que se vean implicadas sus aeronaves. El cumplimiento de esta obligación debe aportar grandes beneficios al sector, al proporcionar a las administraciones la información que necesitan para regular la actividad con conocimiento de su realidad.

3.5.2.2.1 Obligaciones por razones de seguridad.

Un operador de RPAS es un operador aéreo y puede ser una empresa de trabajos aéreos (fotografía aérea, transporte, inspección, etcétera). Los tripulantes de un RPAS entran dentro de la categoría de personal aeronáutico y los fabricantes, integradores o servicios técnicos de RPAS tienen a su cargo aeronaves.

Todos ellos asumen por su condiciones una serie de obligaciones, que vienen recogidas en diferentes artículos del título IV de la Ley 21/2003, de 7 de julio.

Entre algunas de estas obligaciones que deben cumplir se destacan:

- Deben contar con las habilitaciones o autorizaciones requeridas para ejercer su actividad y llevarla a cabo dentro de los límites fijados para cada una de ellas.
- Deben mantener los libros de registro y demás documentación exigidos.
- Deben contratar un seguro de responsabilidad civil.
- Deben ejercer su actividad en condiciones de máxima seguridad.
- Debe asegurar que la operación de sus sistemas de aeronaves se realiza dentro de los límites operacionales de las mismas.
- Deben informar a las autoridades aeronáuticas en caso de tener conocimiento o verse implicado en algún tipo de suceso.
- Deben colaborar con esas mismas autoridades en caso de verse sometido algún tipo de investigación o inspección.

3.5.2.3 Requisitos de las aeronaves pilotadas con control remoto (RPAS)

Todos los RPAS deben cumplir con una serie de requisitos para poder operar legalmente. Los más destacables se citan a continuación:

3.5.2.3.1 Sección 1.ª Identificación, matriculación, aeronavegabilidad y requisitos del enlace de mando y control

Artículo 8. Identificación.

Todas las aeronaves pilotadas por control remoto (RPA) deberán llevar fijada a su estructura una placa de identificación ignífuga, en la que deberá constar la identificación de la aeronave, mediante su designación específica, incluyendo el nombre del fabricante, tipo, modelo y, en su caso, número de serie, así como el nombre del operador y los datos necesarios para ponerse en contacto con él. La información que debe figurar en la placa deberá ir marcada en ella por medio de grabado químico, troquelado, estampado u otro método homologado de marcado ignífugo, de forma legible a simple vista e indeleble.

Artículo 9. Requisitos sobre matriculación y certificado de aeronavegabilidad.

1. Las aeronaves pilotadas por control remoto (RPA) con una masa máxima al despegue que no exceda de 25 kg quedan exceptuadas de los requisitos de inscripción en el Registro de Matrícula de Aeronaves Civiles y de la obtención del certificado de aeronavegabilidad previstos, respectivamente, en los artículos 29 y 36 de la Ley 48/1960, de 21 de julio, sobre Navegación Aérea. Al resto de las aeronaves pilotadas por control remoto (RPA) les serán exigibles los requisitos sobre matriculación y certificado de aeronavegabilidad previstos en la normativa de aplicación, con las singularidades establecidas en este capítulo.

2. Sin perjuicio de lo previsto en el apartado 1, el operador podrá solicitar un certificado de aeronavegabilidad para una aeronave pilotada por control remoto (RPA) con una masa máxima al despegue que no exceda de 25 kg, siempre que no esté matriculada en otro país, en cuyo caso serán de aplicación para su emisión los requisitos establecidos en este capítulo para las aeronaves pilotadas por control remoto (RPA) con una masa máxima al despegue superior a 25 kg. En el caso de que para estas aeronaves el certificado de aeronavegabilidad se solicite conforme a un certificado de tipo que ampare al tipo o modelo de aeronave de que se trate, la conformidad de cada unidad producida con el certificado de tipo se garantizará mediante la emisión de una declaración de conformidad del fabricante.

3. El plazo máximo para resolver sobre los procedimientos previstos en este capítulo en materia de aeronavegabilidad será de seis meses desde la solicitud, transcurrido el cual ésta podrá entenderse denegada, de conformidad con lo previsto en la disposición adicional vigésimo novena de la Ley 14/2000, de 29 de diciembre, de Medidas Fiscales, Administrativas y del Orden Social.

Artículo 10. Matrícula.

El tamaño de las marcas de matrícula podrá reducirse conforme a lo previsto en la Orden FOM/1687/2015, de 30 de julio, por la que se establecen disposiciones complementarias sobre las marcas de nacionalidad y de matrícula de las aeronaves civiles, y normativa concordante.

Artículo 11. Certificado de tipo y de aeronavegabilidad.

1. El certificado de aeronavegabilidad que corresponde a las aeronaves pilotadas por control remoto (RPA) es el certificado restringido de aeronavegabilidad y, en su caso, el certificado de tipo restringido. Para la emisión de los certificados de aeronavegabilidad y, en su caso, de tipo, para las aeronaves pilotadas por control remoto (RPA) serán de aplicación los procedimientos establecidos en el anexo I, Parte 21 del Reglamento (UE) n.º 748/2012 de la Comisión, de 3 de agosto de 2012, por el que se establecen las disposiciones de aplicación sobre la certificación de aeronavegabilidad y medioambiental de las aeronaves y los productos, componentes y equipos relacionados con ellas, así como sobre la certificación de las organizaciones de diseño y de producción (en adelante parte 21), en materia de certificados de tipo restringidos y sus modificaciones, en particular las sub partes B, D, E y M, y en materia de certificados restringidos de aeronavegabilidad, en particular en la Soporte H, así como los requisitos generales sobre notificación de problemas en servicio y coordinación entre diseño y producción establecidos en la Soporte A. Las referencias del citado Reglamento a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA), en el ámbito de las competencias de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea, deberán entenderse referidas a ésta. El certificado restringido de aeronavegabilidad, y en su caso, el certificado de tipo restringido, (en adelante, certificado de aeronavegabilidad RPA o, según corresponda, certificado de tipo RPA) se emite a la aeronave y abarca todos los componentes del sistema (RPAS), incluyendo la propia aeronave, las estaciones de pilotaje remoto y los correspondientes enlaces de mando y control, así como cualquier otro elemento del sistema que pueda requerirse en cualquier momento durante la operación.

2. Los criterios de certificación de tipo restringido que se notificarán al solicitante para la emisión de un certificado de tipo RPA, conforme al apartado 21.A.17 de la Parte 21, podrán consistir en especificaciones de certificación publicadas por organismos españoles o internacionales que garanticen un nivel de seguridad adecuado. En ausencia de especificaciones de certificación adecuadas a las características del sistema, se seguirán las directrices establecidas por Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) para el establecimiento de los criterios de certificación de tipo. Por resolución del Director de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea, publicada en el «Boletín Oficial del Estado», se establecerán las especificaciones de certificación que resulten aceptables. La hoja de datos del certificado de tipo mencionada en la Parte 21, artículo 21.A.41, definirá las condiciones o limitaciones bajo las cuales se permite operar al RPAS, incluyendo también las restricciones en las áreas de operaciones y de la utilización del espacio aéreo.

3. A solicitud de la persona física o jurídica a cuyo nombre esté matriculada o vaya a matricularse una aeronave, conforme a lo previsto en 21.A.172, o del operador cuando se trate de aeronaves no sujetas a matriculación, la Agencia Estatal de Seguridad Aérea emitirá el certificado de aeronavegabilidad RPA, previa demostración de conformidad del RPAS con un certificado de tipo RPA, o, en su defecto, con unas especificaciones de aeronavegabilidad concretas conforme a la Parte 21, artículo 21.A.173.b).2. Este certificado tendrá validez indefinida siempre que se mantengan las condiciones que dieron lugar a su emisión. La Agencia Estatal de Seguridad Aérea, atendiendo al principio de reciprocidad, podrá reconocer

los certificados de tipo o los certificados de aeronavegabilidad emitidos por la autoridad aeronáutica competente de los Estados miembros de la Unión Europea, del Espacio Económico Europeo o Turquía, cuando quede acreditado que los requisitos exigidos por la autoridad del país de origen son equivalentes a los exigibles, conforme a lo previsto en este real decreto, para la expedición de dichos certificados por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea. 4. Las modificaciones a un RPAS estarán sujetas a aprobación, conforme al Reglamento (UE) n.º 748/2012 de la Comisión, de 3 de agosto de 2012. 5. Lo dispuesto en este artículo será de aplicación independientemente de que la aeronave pilotada por control remoto (RPA) de que se trate y sus sistemas asociados sean fabricados en serie o no.

Artículo 13. Requisitos del enlace de mando y control.

1. El enlace de mando y control que forma parte del RPAS deberá garantizar la ejecución de dichas funciones con la continuidad y la fiabilidad necesaria en relación con el área de operaciones. 2. El uso del espectro radioeléctrico para el enlace de mando y control, y para cualquier otro uso, se hará de acuerdo con lo establecido en la normativa reguladora de las telecomunicaciones y, en particular, del dominio público radioeléctrico, siendo necesaria la obtención del correspondiente título habilitante cuando sea exigible conforme a la citada normativa.

3.5.2.4 Infracciones y sanciones.

En el caso de que haya lugar para que a un piloto o empresa operadora se le imponga una sanción a consecuencia de haber cometido alguna infracción, le son también exigibles la reparación de los daños causados y la indemnización correspondiente si éstos fueran irreparables.

Es muy importante asesorarse correctamente en lo que tiene que ver con los seguros de responsabilidad civil y hacer una correcta evaluación de riesgos cuando las operaciones de trabajos aéreos se vayan a desarrollar en lugares sensibles (espacios naturales, por ejemplo) o peligrosos (industrias, infraestructuras, etcétera), puesto que pueden estar excluidos de las pólizas los posibles daños causados en este tipo de situaciones.

3.5.2.4.1 Limitaciones de altura de vuelo

Las alturas mínimas de vuelo se fijan con el objetivo de garantizar la seguridad de las personas y bienes en tierra. En el caso de los RPAS, dada la limitación de altura máxima de vuelo, es muy complicado garantizar esa seguridad, por lo que se ha optado por prohibir el sobrevuelo de aglomeraciones de personas.

Las alturas máximas se establecen para ordenar el tráfico y aportar seguridad al resto de usuarios del espacio aéreo.

En SERA.5005. letra f), apartado 2) se fijan las altura mínima de vuelo para operaciones (VFR, Visual Flight Rules), que son las alturas mínimas a las que es esperable toparse con una aeronave tripulada, en condiciones normales y fuera de los circuitos de tránsito de aeródromos y aeropuertos.

Artículo 15. Alturas mínimas en vuelos con reglas de vuelo visual (VFR).

1. Sin perjuicio de las alturas mínimas que resulten de aplicación conforme a la normativa específica que regule las distintas actividades aeronáuticas y de las exenciones para operaciones especiales, en lo que respecta a las alturas mínimas podrán realizarse las siguientes operaciones VFR por debajo de las establecidas en SERA.5005, letra f), apartado 2):

a) Actividades de globo, aeromodelismo, sistemas aéreos pilotados remotamente (RPAS, por sus siglas en inglés), ultraligeros y planeadores que efectúen vuelos en laderas, siempre y cuando no entrañen ningún riesgo ni molestias a las personas o bienes en la superficie.

Por lo tanto, de éste artículo se deduce que las operaciones con RPAS deben hacerse en condiciones meteorológicas adecuadas para vuelos en VFR.

- Salvo en situaciones especiales como vuelo nocturno o condiciones VFR especiales, los vuelos VFR se realizarán siempre cumpliendo las condiciones y distancias a las nubes iguales o superiores a lo especificado en la siguiente tabla:

Clase de espacio aéreo	B	C-D-E	F - G	
			Por encima de 900 m (3000 ft) AMSL o por encima de 300 m (1000 ft) sobre el terreno, de ambos valores el mayor	A 900 m (3000 ft) AMSL o por debajo, o a 300 m (1000 ft) sobre el terreno, de ambos valores el mayor
Distancia de las nubes	Libre de nubes	1500 m horizontalmente 300 m (1000 ft) verticalmente		Libre de nubes y a la vista de la superficie
Visibilidad de vuelo	8 km a 3050 m (10.000 ft) AMSL o por encima 5 km por debajo de 3050 m (10.000 ft) AMSL			5 km **

* Cuando la altitud de transición sea inferior a 3050 m (10.000 ft) AMSL, deberá utilizarse el FL100 en vez de 10.000 ft.

** Cuando así lo prescriba la autoridad ATS competente:

a) pueden permitirse visibilidades de vuelo inferiores, hasta 1500 m, para los vuelos que se realicen

1) a velocidades que en las condiciones de visibilidad predominantes den oportunidad adecuada para observar el tránsito, o cualquier obstáculo, con tiempo suficiente para evitar una colisión; o

2) en circunstancias en que haya normalmente pocas probabilidades de encontrarse con tránsito, como en áreas de escaso volumen de tránsito y para efectuar trabajos aéreos a poca altura.

b) Los HELICÓPTEROS pueden estar autorizados a volar con una visibilidad de vuelo interior a 1500 m si maniobran a una velocidad que dé oportunidad adecuada para observar el tránsito, o cualquier obstáculo, con el tiempo suficiente para evitar una colisión.

Tabla 18: Condiciones de visibilidad y distancia a nubes en vuelos VFR.

3.5.3 AUTORIDAD AERONÁUTICA EN ESPAÑA (AESA)

La Agencia Estatal de Seguridad Aérea, AESA, "es el organismo del Estado que vela para que se cumplan las normas de aviación civil en el conjunto de la actividad aeronáutica de España."

La AESA está adscrita a la Secretaría de Estado de Transportes del Ministerio de Fomento, a través de la Dirección General de Aviación Civil.

Su creación se autorizó por la Ley 28/2006, de 18 de julio, Agencias Estatales para la mejora de los servicios públicos.

Mediante el Real Decreto 184/2008, de 8 de febrero, se aprueba el estatuto de la AESA.

En lo relativo a sus competencias, según puede encontrarse en el artículo 9 de su estatuto, podría resumirse que:

La AESA tiene competencias respecto a las aeronaves, las infraestructuras aeronáuticas, las compañías aéreas, la formación aeronáutica, la atención al usuario del transporte aéreo, la aviación general, el medio ambiente y la medicina aeronáutica.

3.5.4 REGULACIONES PARA LAS OPERACIONES CON RPAS

Las operaciones con sistemas de aeronaves pilotadas por control remoto de masa al despegue inferior a 150 kilos y las de masa igual o superior destinada a la lucha contra incendios o búsqueda y salvamento, están reguladas en España desde julio de 2014.

El Consejo de Ministros del día 4 ese mes aprobó el Real Decreto-ley 8/2014, de 4 de julio, de aprobación de medidas urgentes para el crecimiento, la competitividad y la eficiencia, que salió publicado en el B.O.E. al día siguiente (5 de julio de 2015).

Esta regulación se tramitó como ley durante los meses siguientes, proceso que terminó con la publicación en el B.O.E. del viernes, 17 de octubre de 2014, de la Ley 18/2014, de 15 de octubre, de aprobación de medidas urgentes para el crecimiento, la competitividad y la eficiencia.

El día 29 de Diciembre de 2017 se publica en el B.O.E. las nuevas disposiciones por las cuales se modifica lo dispuesto en el Real Decreto 1036/2017, de 15 de diciembre, por el que se regula la utilización civil de las aeronaves pilotadas por control remoto, y se modifican el Real Decreto 552/2014, de 27 de junio, por el que se desarrolla el Reglamento del aire y disposiciones operativas comunes para los servicios y procedimientos de navegación aérea y el Real Decreto 57/2002, de 18 de enero, por el que se aprueba el Reglamento de Circulación Aérea.

El reglamento temporal para los trabajos aéreos y otras actividades aéreas con RPAS se recoge en la Sección 6.a Aeronaves civiles pilotadas por control remoto, artículos 50 y 51, de la citada ley.

3.5.4.1 Escenarios operacionales

La norma recoge tres escenarios operativos:

1. Trabajos técnicos o científicos (fotografía y filmaciones aéreas, actividades de investigación y desarrollo. tratamientos aéreos, publicidad, emergencias y salvamento, etcétera).
2. Vuelos especiales (vuelos de prueba, de demostración, de desarrollo, etcétera).
3. Catástrofe, grave riesgo o calamidad pública.

Salvo en el último escenario y con carácter general, los vuelos sólo pueden realizarse en estas condiciones:

- De día (horario de orto a ocaso).
- En condiciones meteorológicas visuales (VMC).

- En espacio aéreo no controlado y en el caso de vuelos especiales, también en zonas del espacio aéreo segregadas al efecto.
- Fuera de zonas de aglomeraciones de edificios en ciudades, pueblos o lugares habitados, o de reuniones de personas al aire libre.

3.5.4.1.1 Trabajos científicos

Dentro de este tipo de trabajos se diferencian dos tipos de operaciones o condiciones de vuelo: BVLOS O VLOS.

BVLOS

Los requisitos de la aeronave y de la operación para vuelos de RPAS en condiciones BVLOS (beyond visual line of sight) están recogidos en el artículo 50.3.a), de la Ley 18/2014:

- Régimen administrativo declarativo. Es preciso comunicar el inicio de las actividades y entregar la documentación requerida, pero no se requiere por parte de la Administración, ni revisión previa de los documentos, ni autorización de las actividades.
- Reservados a aeronaves cuya MTOM sea menor o igual a 2 Kg.
- El vuelo debe realizarse dentro del alcance de la emisora del piloto.
- Es necesario disponer de medios para conocer en todo momento la posición de la aeronave.
- La altura máxima de vuelo estará, en todo momento, por debajo de los 400 pies AGL (aproximadamente, 120 metros).
- Será necesaria la publicación de un NOTAM.

VLOS

Los requisitos de la aeronave y de la operación para vuelos de aeronaves de menos de 25 kilos de MTOM, en condiciones VLOS (visual line of sight) están recogidos en el artículo 50.3.c), de la Ley 18/2014:

- Es preciso comunicar el inicio de las actividades y entregar la documentación requerida, pero no se requiere por parte de la administración, ni revisión previa de los documentos, ni autorización de las actividades.
- Reservados a aeronaves cuya MTOM sea menor de 25 kilos.
- El vuelo debe realizarse dentro del alcance visual del piloto, en un radio máximo de 500 metros en torno a éste.
- Es necesario disponer de medios para conocer en todo momento la posición de la aeronave.
- La altura máxima de vuelo estará, en todo momento, por debajo de los 400 pies AGL (aproximadamente, 120 metros).
- Los requisitos para vuelos de aeronaves de más de 25 kilos y menos de 150 kg y para operaciones de extinción de incendios, salvamento y rescate con aeronaves de más de 150 kg de MTOM, en condiciones VLOS (visual line of sight).
- Las aeronaves deben estar inscrita en el Registro de Matrícula de Aeronaves (RMA).
- Deben disponer de un certificado de aeronavegabilidad (CdA).

- Pueden operar de acuerdo con las limitaciones y condiciones de su CdA.
- Sólo pueden operar en espacio aéreo no controlado.

3.5.4.1.2 Vuelos especiales

Incluye a los vuelos de prueba tanto del fabricante, como del servicio técnico de la aeronave.

Los vuelos incluidos en este escenario operativo pueden llevarse a cabo en las mismas condiciones que los trabajos aéreos y en condiciones VLOS o en espacio aéreo temporalmente segregado (TSA).

3.5.4.1.3 Catástrofe, grave riesgo o calamidad pública

Podrán atenerse a esta situación:

- Los operadores que ya estén habilitados podrán realizar los vuelos incluidos en estos escenarios bajo su responsabilidad.
- Pueden no ajustarse a las limitaciones y condiciones establecidas en la Ley.
- Sólo podrán llevar a cabo cuando sea requerido por las autoridades responsables de la gestión de las situaciones.

3.5.4.2 Real Decreto 1036/2017 aprobado en el Consejo de Ministros publicado en el BOE el viernes 29 de diciembre de 2017

Dicho Real Decreto es aplicable en territorio y espacio aéreo de soberanía española a:

- Aeronaves y elementos que configuran el sistema de aeronave pilotada por control remoto (RPAS)
- Operadores y operaciones que se realicen con ellos
- Pilotos y demás personal involucrado en la operación
- Organizaciones de formación aprobadas
- Aeronavegabilidad y organizaciones involucradas en la misma
- Actividades recreativas

Por el contrario, no es aplicable a:

- Los RPAS militares
- Los RPAS cuya masa máxima al despegue sea superior a 150 kg, excepto operaciones de:
 - Aduanas, policía, búsqueda y salvamento, extinción de incendios, etc.
 - Excluidas del Anexo II del Reglamento (CE) 2016/2008
- Los globos libres no tripulados y los globos cautivos
- Los vuelos que se desarrollen en su integridad en espacios interiores completamente cerrados

3.5.4.2.1 Nuevas operaciones comerciales que permite realizar el Real Decreto.

Una Operación Comercial es aquella operación aérea especializada realizada por cuenta ajena en la que se da o promete una remuneración, compensación económica o contraprestación de valor con respecto del vuelo o del objeto del vuelo.

- Operaciones dentro del alcance visual aumentado (EVLOS)

- Operaciones más allá del alcance visual del piloto (BVLOS) con aeronaves de más de 2kg de MTOM
- Operaciones en zonas donde haya aglomeraciones de edificios en ciudades, pueblos o lugares habitados o de reuniones de personas al aire libre
- Operaciones en espacio aéreo controlado
- Operaciones nocturnas

Estas nuevas operaciones requerirán de una autorización por parte de AESA basado en un estudio aeronáutico de seguridad específico.

Un vuelo dentro del alcance visual aumentado (EVLOS, por sus siglas en inglés Extended Visual Line of Sight), es aquella operación en la que el contacto visual directo con la aeronave se satisface utilizando medios alternativos, en particular, observadores en contacto permanente por radio con el piloto.

3.5.4.2.2 Observadores para poder realizar operaciones fuera del alcance visual del piloto (BVLOS).

Un Observador es aquella persona designada por el operador que, mediante observación visual de la aeronave pilotada por control remoto (RPA), directa y sin ayudas que no sean lentes correctoras o gafas de sol, ayuda al piloto en la realización segura del vuelo.

Los observadores deben acreditar al menos los mismos conocimientos teóricos que un piloto remoto.

3.5.4.2.3 Requisitos para operar más allá del alcance visual del piloto (BVLOS) con una aeronave de más de 2kg de MTOM

Las operaciones de más allá del alcance visual del piloto (BVLOS) con una aeronave de más de 2kg de MTOM, requieren que estas dispongan de sistemas aprobados o autorizados por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea, que permitan a su piloto detectar y evitar a otros usuarios del espacio aéreo. En caso contrario, estas operaciones fuera del alcance visual del piloto (BVLOS) solo podrán realizarse en espacio aéreo temporalmente segregado (TSA) al efecto. Además, la aeronave deberá tener instalado un dispositivo de visión orientado hacia delante. Estas operaciones requerirán de una autorización por parte de AESA basado en un estudio aeronáutico de seguridad específico

3.5.4.2.4 Requisitos para poder operar sobre aglomeraciones de personas, edificios o zonas urbanas

Las operaciones en zonas donde haya aglomeraciones de edificios en ciudades, pueblos o lugares habitados o de reuniones de personas al aire libre deberán llevarse a cabo con aeronaves cuya masa máxima la despegue no exceda de 10 kg. Estas operaciones se realizarán dentro del alcance visual del piloto (VLOS), en zonas acotadas para ello o manteniendo una distancia horizontal mínima de seguridad de 50m respecto de edificios u otro tipo de estructuras y de 50 m respecto de personas que no estén bajo el control del operador. Además, la aeronave deberá ir equipada con un dispositivo de limitación de energía del impacto. Estos dispositivos podrían basarse en paracaídas, airbag, etc.

Estas operaciones requerirán de una autorización por parte de AESA basado en un estudio aeronáutico de seguridad específico.

3.5.4.2.5 Requisitos para poder operar en espacio aéreo controlado

Las operaciones espacio aéreo controlado, excepto las que se realicen en VLOS con aeronaves cuya MTOM no exceda de 25kg, se llevarán a cabo con aeronaves equipadas con un transpondedor Modo S. El cual deberá desconectarse cuando lo solicite el proveedor de servicios de tránsito aéreo. Además, deberán disponer de un equipo de comunicaciones adecuado capaz de sostener comunicaciones bidireccionales con las con las estaciones aeronáuticas y en las frecuencias indicadas para cumplir los requisitos aplicables al espacio aéreo en que se opere.

Los pilotos remotos dispondrán de los conocimientos necesarios para la obtención de la calificación de radiofonista, acreditados mediante habilitación anotada en una licencia de piloto o certificación emitida por una organización de formación aprobada (ATO) o escuela de ultraligeros. Y deberán acreditar conocimientos adecuados del idioma o idiomas utilizados en las comunicaciones con el controlador.

Estas operaciones requerirán de una autorización por parte de AESA basado en un estudio aeronáutico de seguridad específico.

3.5.4.2.6 Requisitos mínimos para poder operar de noche

La realización de vuelos nocturnos requerirá la autorización expresa de la AESA, previa solicitud del operador acompañada de un estudio de seguridad específico. Además, los RPAs deberán incorporar luces, pintura u otros dispositivos adecuados para garantizar su visibilidad.

3.5.4.2.7 Actividades que se posibilitan mediante comunicación previa

3.5.4.2.8 Operaciones que requieren autorización previa de la AESA

- Operaciones con aeronave de MTOW superior a 25 Kg.
- Operaciones BVLOS con aeronaves de MTOW superior a 2Kg.
- Operaciones nocturnas.
- Operaciones en núcleos urbanos o aglomeraciones de personas.
- Operaciones en espacio aéreo controlado y en zonas de información de vuelo (FIZ), incluida la zona de tránsito de aeródromo (ATZ).

3.5.4.2.9 Requisitos a cumplir por los pilotos remotos

Los pilotos remotos deberán reunir los siguientes requisitos:

- Tener 18 años de edad cumplidos
- Ser titulares del certificado médico en vigor
- Disponer de un certificado de conocimientos teóricos o una licencia de piloto
- Disponer de un certificado práctico dirigido a la aeronave que vayan a pilotar y sus sistemas, así como formación práctica en su pilotaje, o bien acerca de una aeronave de una categoría y tipo equivalente.

3.5.4.2.10 Organizaciones de formación que pueden impartir cursos de piloto de RPAS

Pueden impartir cursos de pilotos de RPAS los siguientes tipos de organización:

- Organización conforme al Anexo VII del Reglamento (UE) Nº 1178/2011 de la Comisión, de 3 de noviembre de 2011 (ATO).
- Escuelas de ultraligeros.
- Escuela de vuelo sin motor.
- Aquellas organizaciones de formación de pilotos remotos habilitadas por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) una vez el Ministerio de Fomento publique una Orden Ministerial estableciendo los requisitos para ello.

3.5.4.2.11 Obligaciones del piloto

El piloto llevará un libro de vuelo en el que se anotarán las actividades de vuelo y entrenamientos realizadas.

La nueva normativa exige llevar un registro de las horas de vuelo, tanto del piloto como de cada una de las aeronaves.

3.5.4.2.12 Obligación a la publicación de NOTAMs

Un NOTAM es un mensaje emitido por el proveedor de servicios de información aeronáutica (AIS) que contiene información relativa al establecimiento, condición o modificación de cualquier instalación, operación, procedimiento o peligro cuyo conocimiento es esencial para los usuarios del espacio aéreo en esa zona.

Cuando se pretenda realizar una operación BVLOS, al aire libre, en espacio aéreo no controlado y fuera de una zona de información de vuelo (FIZ), con RPAS cuya masa máxima al despegue sea inferior a 2kg, a una altura máxima sobre el terreno no mayor de 400 pies (120m) sobre el obstáculo más alto situado dentro de un radio de 500ft (150m) desde la aeronave, debo solicitar un NOTAM.

Para solicitar un NOTAM es necesario complementar el formulario de la [web de ENAIRE](#).

3.5.4.2.13 Transporte de personas o mercancías con RPAS

El uso de RPAs como medio de transporte, ya sea de pasajeros o mercancías, no está contemplado en esta nueva normativa, una vez que no se han dado a nivel internacional condiciones objetivas de seguridad para realizar ese tipo de operaciones.

3.5.4.2.14 Operación de RPAS Autónomos

La norma no contempla el uso de RPAS autónomos, porque este tipo de aeronaves no permite la intervención del piloto en la gestión del vuelo.

El uso y operación de los RPAS exige, en todo caso, que su diseño y características permitan que el piloto tenga la capacidad de intervenir en el control del vuelo si fuese preciso.

3.5.4.2.15 Requisitos a cumplir por un fabricante de RPAS de menos de 25 Kg

Los fabricantes de RPAS que no superen los 25 kg al despegue tienen que elaborar para cada aeronave la documentación relativa a su caracterización (artículo 25. Letra a) y una declaración de conformidad de la aeronave con dicha caracterización, que deberá entregar al operador.

Además, el fabricante de un RPAS, o en su caso el titular de su certificado de tipo, deberá elaborar y desarrollar un manual o conjunto de manuales que describan su funcionamiento, las tareas mantenimiento e inspección. Estos manuales deberán incluir directrices para realizar las tareas necesarias de inspección, mantenimiento y reparación a los niveles adecuados y específicos de la aeronave y sus sistemas asociados (RPAS), y deberán proporcionarse al operador junto a la aeronave.

3.5.4.2.16 Placa identificativa de cada aeronave

Todas las aeronaves pilotadas por control remoto (RPA) deberán llevar fijada a su estructura una placa de identificación ignífuga, en la que deberá constar la identificación de la aeronave, mediante su designación específica, incluyendo el nombre del fabricante, tipo, modelo y, en su caso, número de serie, así como el nombre del operador y los datos necesarios para ponerse en contacto con él. La información que debe figurar en la placa deberá ir marcada en ella por medio de grabado químico, troquelado, estampado u otro método homologado de marcado ignífugo, de forma legible a simple vista e indeleble.

Además, deberán cumplir los requisitos de identificación los propietarios de aeronaves pilotadas por control remoto antes de cualesquier uso fuera del espacio acotado y autorizado para exhibiciones aéreas, vuelo recreativo o competiciones deportivas.

3.5.4.2.17 Certificado de aeronavegabilidad

El certificado de aeronavegabilidad que corresponde a las aeronaves pilotadas por control remoto (RPA) es el certificado restringido de aeronavegabilidad y, en su caso, el certificado de tipo restringido, que se emite a la aeronave y abarca todos los componentes del sistema (RPAS), incluyendo la propia aeronave, las estaciones de pilotaje remoto y los correspondientes enlaces de mando y control, así como cualquier otro elemento del sistema que pueda requerirse en cualquier momento durante la operación.

Cuando el RPAS tenga un MTOM superior a 25 Kg. En el caso de RPAS de menos de 25Kg se podrá solicitar a petición del interesado.

3.5.4.2.18 Manual de mantenimiento

El fabricante del RPAS es quien deberá elaborar un manual o conjunto de manuales que describan su funcionamiento, mantenimiento e inspección. Estos manuales deberán incluir directrices para realizar las tareas necesarias de inspección, mantenimiento y reparación a los niveles adecuados y específicos del RPAS, y deberán proporcionarse al operador junto con la aeronave.

3.5.4.2.19 Responsabilidad de realizar el mantenimiento de la aeronave

El operador es el responsable del mantenimiento y la conservación de la aeronavegabilidad, y de demostrar en todo momento que el RPAS conservan las condiciones de aeronavegabilidad con las que fueron fabricados siguiendo las directrices del fabricante. Además, el operador deberá cumplir con cualquier requisito de mantenimiento de la aeronavegabilidad declarado obligatorio por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea.

3.5.4.2.20 Vuelo de RPAS con finalidades recreativas

Para poder volar un RPAS con finalidad recreativa, deberán cumplirse las siguientes normas:

- Fuera de aglomeraciones de edificios y de personas.
- De día y condiciones meteorológicas visuales.
- Dentro del alcance visual del piloto (VLOS) y a no más de 120 m de altura.
- Manteniendo una distancia adecuada a obstáculos y dando prioridad al resto de aeronaves.
- En espacio aéreo no controlado a una distancia mínima de 8 km respecto del punto de referencia de cualquier aeropuerto o aeródromo. Excepto aquellas operaciones que se realicen desde infraestructuras destinadas a RPAS, en las condiciones establecidas en los procedimientos de coordinación acordados por el responsable de dichas infraestructuras con el proveedor de servicios de tránsito aéreo.
- De noche con aeronaves de menos de 2kg de MTOM a una altura máxima sobre el terreno de 50m.
- Cuando se usen dispositivos de visión en primera persona (FPV), la operación debe realizarse dentro del alcance visual (VLOS), mediante observadores que permanezcan en contacto permanente con el piloto sin ayuda de estos dispositivos.

La difusión de imágenes de personas o de espacios privados, necesitan de autorización de las mismas y que hay que cumplir la Ley de Protección de datos, la del Derecho al Honor, Intimidad y propia imagen y las restricciones de toma de imágenes aéreas.

Sólo puedes volar tu RPAS sobre edificios, o reuniones de personas al aire libre si éste pesa menos de 250 gramos y no vuelas a más de 20 metros de altura.

Si quieres volar tu RPAS en un parque o en un espacio sin sobrevolar edificios o personas, puedes hacerlo, pero tu RPAS tiene que pesar menos de 2 kilos y no superar los 50 metros de altura. Aunque, tienes que tener en cuenta, que tiene que estar dentro del alcance visual del piloto y, no volar a menos de 8 kilómetros de un aeropuerto, aeródromo, ni en espacio aéreo controlado.



Si tu RPAS pesa más de dos kilos, no puedes volarlo ni sobre edificios, personas y tienes que volarlo en zonas adecuadas para ello, sin poner en peligro a otras personas ni a otras aeronaves en espacio aéreo no controlado.

Debido a que el piloto es el responsable de los daños que pueda causar la aeronave, es recomendable tener un seguro de responsabilidad civil.

En el caso de pretender realizar grabaciones con RPAS se deberá tener en cuenta la ley de protección de datos, protección de imagen, y tener permiso para difundir públicamente esas imágenes.

4 CONCLUSIONES TÉCNICAS

Se ha diseñado una aeronave con capacidad para elevar una carga de peso de 10 Kilogramos, pudiendo transportar dicha carga a una velocidad de 17 m/s a una altitud de 1951 metros sobre el nivel del mar.

4.1 LIMITACIONES DEBIDAS A LA AUTONOMÍA

A pesar de que el diseño de la aeronave se ha centrado en una mejora de la eficiencia de la aeronave respecto de la que tendría un drone multirrotor convencional, una carga de 10 Kg necesita de una infraestructura en lo que a la aeronave se refiere que requiere de una motorización, baterías, chasis y equipamiento con un peso elevado. Por este motivo, queda descartado que con la tecnología actual de baterías debido a su reducida autonomía y con ello capacidades de vuelo de la aeronave, el poder realizar un vuelo completo desde la localidad más cercana (Villanúa) hasta el punto de interés (Ruta descrita en el apartado A).

En el futuro, con el avance de la capacidad y reducción de peso de las baterías, dicho objetivo podría plantearse simplemente cambiando las baterías por otras que puedan cumplir con las necesidades para realizar este recorrido A, sin la necesidad de modificar el resto de componentes de la aeronave.

4.2 LIMITACIONES LEGALES

Las operaciones en espacio aéreo controlado, para aeronaves que excedan los 25 Kg de MTOM (Masa Máxima al Despegue), se llevarán a cabo con aeronaves equipadas con un transponedor modo S, el cual deberá desconectarse cuando lo solicite el proveedor de servicios de tránsito aéreo. Además, deberá disponerse de un equipo de comunicaciones adecuado capaz de sostener comunicaciones bidireccionales con las estaciones aeronáuticas y frecuencias indicadas para cumplir los requisitos al espacio aéreo en el que se opere.

Debido a que nuestra aeronave no va a operar en una zona CTR (Controlled Traffic Region), no será necesario que posea un transponedor en modo S ni la capacidad de poder establecer comunicaciones bidireccionales con radio, pero hay que destacar que sería necesario implementarlo en el caso de que se volara en una zona CTR.

Bajo ningún concepto podrá sobrevolar aglomeraciones de personas ni núcleos urbanos, y sólo podrá ser operada durante el día (de orto a ocaso).

Deberá controlarse la presencia de aves autóctonas protegidas en la zona y evitar el vuelo en caso de cría de especies como el quebrantahuesos para evitar molestarlas.

Cada vuelo deberá ser programado previamente y comunicado a la AESA para que ésta sea consciente de la presencia de la aeronave en la zona, y pueda emitir un NOTAM para advertir a otras aeronaves tripuladas o no que puedan estar operando en las proximidades a la zona de vuelo de modo que puedan evitar posibles colisiones entre aeronaves.

4.3 SEGURIDAD OPERACIONAL

A pesar de que se debe realizar un mantenimiento preventivo de la aeronave y seguir las revisiones y mantenimientos programados de la aeronave, estos mantenimientos no son tan restrictivos como los de una aeronave tripulada.

Adicionalmente, al tratarse de una aeronave controlada por control remoto, y a su vez coordinada por cada uno de los periféricos electrónicos que controlan la aeronave, y que no puede verificarse su correcto funcionamiento en el mantenimiento hasta que no ocurre el fallo de la electrónica que controla dicha aeronave, el fallo de la misma es una de las causas más comunes de caída de los drones, siendo en la mayoría de los casos totalmente incontrolable y como consecuencia inevitable el siniestro de la misma.

Como consecuencia, no se recomienda a pesar de que en determinadas situaciones como catástrofe aérea que la aeronave vuele sobre núcleos urbanos, aglomeraciones de personas o cualquier lugar en el que en caso de caída de la misma pueda causar daños a terceros.

4.4 COSTE OPERACIONAL

La principal ventaja que posee la aeronave es el bajo coste operacional en comparación con el representado por una aeronave tripulada (en el caso del trabajo que desarrolla el AZÚS, de un helicóptero).

El coste de la aeronave en sí misma es muy inferior al que tiene un helicóptero, pero especialmente dicha ventaja se aprecia en el coste de la hora de vuelo.

Un helicóptero utilizado comúnmente para este tipo de trabajos (Airbus Helicopters H125) tiene un coste operacional de alrededor de 26 €/min, mientras que el coste del drone AZÚS es prácticamente nulo, debido a que su única fuente de propulsión es la energía eléctrica, y el inferior coste de sus componentes, así como los menores requerimientos de mantenimiento legales.

4.5 CONCLUSIÓN

El drone AZÚS es una aeronave que tiene la capacidad para cubrir el problema planteado de transportar los bloques de sal de una forma cómoda, segura y relativamente económica en comparación con un helicóptero convencional.

Sin embargo, debido a que el helicóptero posee una capacidad de carga cien veces superior al drone, a una velocidad muy superior y de una manera más segura, el coste operacional equivalente entre las dos aeronaves se ve aproximadamente equilibrado. En el caso de que el drone pudiera ser utilizado adicionalmente con otras finalidades diferentes a la planteada en este proyecto, el coste operacional de la misma no sería tan elevado al poder realizar más horas de vuelo a lo largo del año y por lo tanto, amortizar la inversión más rápidamente.

Personalmente creo que el proyecto es viable tecnológicamente, tal y como se ha demostrado en el presente documento, pero un drone, al menos con la tecnología actual, no es capaz de competir con una aeronave tripulada en lo relativo a la seguridad, sencillez, efectividad, eficiencia y coste operacional en misiones de transporte de carga en zonas montañosas.



Sin embargo, con el desarrollo de sistemas de almacenamiento de energía ahora todavía en proceso de estudio, podría mejorarse la autonomía de los mismos y al menos solventar dicho problema, que es uno de los mayores a día de hoy en las aeronaves eléctricas pilotadas por control remoto.

Creo que aun tardaremos unos años en ver a los drones quitarle el trabajo a helicópteros tripulados, y más en labores complejas, donde la toma de decisiones es un factor de seguridad y eficiencia para la correcta finalización de la operación, como son el rescate de personas, transporte de carga externa, vuelo en montaña, vuelos turísticos etc... Prueba de ello está en empresas que ya han intentado modificar helicópteros convencionales equipándolos con pilotos totalmente automáticos para la realización de tareas de este tipo, y se ha comprobado que el tiempo que la aeronave no tripulada tarda por sí sola en realizar la operación (mucho más sencilla de la que se suele realizar en trabajos aéreos), tarda de un orden de tiempo diez veces superior al que utilizaría la misma aeronave tripulada por un piloto al mando.

No se me ocurre una mejor manera de terminar este TFG que recordando una frase citada por el co-fundador de Apple, Steve Woznia:

“ never trust a computer you can't throw out a window”.

5 AGRADECIMIENTOS

Una de las partes más importantes de un trabajo de tan larga elaboración, son los agradecimientos, pues si las personas que han de algún modo han ayudado e intervenido en la elaboración de mi trabajo, éste no sería posible. Durante estos meses, he invertido una gran cantidad de tiempo y esfuerzo en tratar de aplicar conjuntamente los conocimientos adquiridos durante mis estudios universitarios, junto con los adquiridos a lo largo de mis años de experiencia en el mundo aeronáutico y de los drones, para poder desarrollar de la mejor manera posible una aeronave que solucione un problema real.

Escribir este trabajo ha significado un punto y aparte en mi vida: Supone el final no solo de mis estudios universitarios, sino de toda una etapa de mi vida en la que mi objetivo era superarla lo antes posible, con una meta que poco tenía que ver con ellos. Supone el inicio hacia la vida que siempre he querido, con la que noche tras noche he soñado y que siempre me ha empujado adelante en los momentos más difíciles, en las noches de insomnio estudiando, en las decepciones y alegrías tras obtener una nota, en cada paso que he dado hacia adelante, pero que también me ha ayudado a levantarme cada vez que algo no salía según lo esperado. Es el momento de iniciar una nueva etapa, de comenzar unos nuevos estudios que me llevarán a dedicarme profesionalmente a poder ser Piloto Comercial de Helicóptero.

El camino que me queda por delante no es nada fácil, pero sin duda alguna, los conocimientos, y no me refiero a los adquiridos en las asignaturas del grado, sino al saber seguir adelante, luchar y nunca rendirme hasta conseguir mis metas, que he desarrollado a lo largo de mis estudios universitarios, me ayudarán a conseguirlo.

Sin embargo, nada de esto habría sido posible sin la ayuda de algunas personas que me han rodeado a lo largo de la realización de este trabajo y de toda mi carrera.

Primero de todo, me gustaría agradecer a mi tutor académico Miguel Ángel Torres Portero, que desde el primer momento me ha ayudado a expresar y a saber cómo aplicar mis conocimientos para poder plasmarlos adecuadamente, así como a solucionar cualquier tipo de duda que me haya surgido a lo largo del trabajo. Ni que decir queda el agradecer a compañeros y conocidos del sector de los drones y de los helicópteros, que me han ayudado a entender y a reflexionar sobre conceptos aeronáuticos que me han ayudado a enfocar mejor el diseño de la aeronave, entre los que me gustaría destacar a los integrantes de la empresa Helitrans Pyrénées, en la que realicé las prácticas de mi grado y con los que actualmente mantengo una gran relación.

También me gustaría agradecer a mis padres y en especial a mi pareja, Ainara, por sus consejos, comprensión y por haber estado siempre ahí animándome y apoyándome en los momentos más difíciles para seguir adelante.

¡Muchas gracias a todos!

David Garcés Gracia

Senegüé, 18 de junio de 2018.

6 BIBLIOGRAFÍA

[«Unmanned Aircraft Systems. UAVS Design, Development and Deployment». John Wiley & Sons Ltd. Chichester \(Reino Unido\).](#)

[« Unmanned Aircraft Systems \(UAS\)». Circular 328, AN/190.](#)

[« Helicopter flying handbook \(FAA-H-8083-21A\)». U.S. Department of transportation, Federal Aviation Administration.](#)

[«Unmanned Aviation. A Brief History of Unmanned Aerial Vehicles». American Institute of Aeronautics and Astronautics. Reston, Virginia \(EE.UU.\).](#)

[«Handbook of Unmanned Aerial Vehicles». Springer Science+business Media. Dordrecht \(Holanda\).](#)

7 LINKOGRAFÍA

<http://drones.uv.es/origen-y-desarrollo-de-los-drones/>

<https://www.fundeu.es/recomendacion/dron-adaptacion-al-espanol-de-drone/>

<http://www.dehavillandmuseum.co.uk/aircraft/de-havilland-dh82b-queen-bee/>

[https://www.youtube.com/watch?v=YR5h8Sfac4s \(EL QUE HE SEGUIDO PARA LA HISTORIA\)](https://www.youtube.com/watch?v=YR5h8Sfac4s)

<http://www.1jma.dk/articles/1jmaglidebombs.htm>

https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=331

<https://yoreme.wordpress.com/2010/01/30/v1-el-primer-proyectil-de-crucero-en-el-mundo/>

http://www.gyrodynhelicopters.com/dash_weapon_system.htm

<https://www.foxtechfpv.com/t-motor-flame-100a-hv-esc.html>

http://defense-update.com/20061018_uav-2.html

<https://www.flickr.com/photos/buzzer999/15610368033>

<https://fas.org/man/dod-101/sys/ac/row/cl-327.htm>

<http://www.designation-systems.net/dusrm/app4/gnat.html>

<http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a427393.pdf>

<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=nacacyh-il>

http://www.technik-consulting.eu/en/optimizing/long_range_drone.html



http://dronaid.com/es/drones-para-agricultura-de-precision/https://www.elconfidencial.com/espana/2017-06-27/interior-prepara-nueva-amenaza-isis-ataques-indiscriminados-drones_1404668/

<https://es.gizmodo.com/como-son-y-para-que-se-usaran-los-nuevos-drones-del-eje-1723670954>

<http://www.xdrones.es/drones-rusos/>