



UNICO I+D Project
6G-SORUS-DRONE

SORUS-DRONE-A3.2-E1

Diseño de UAV

Abstract

The SORUS-DRONES project focuses on the challenges posed by the integration of unmanned aerial vehicles (UAVs, UAS, drones) with virtualized radio access networks (vRAN) and reconfigurable intelligent surfaces (RIS) in the deployment and operation of a B5G network. The design and development of the UAV solution will be carried out in accordance with the needs of the use cases that will validate the developments achieved in the other subprojects (vRAN and RIS), as well as the state-of-the-art technology related to drones, communications, and AI-Edge Computing.

This document describes the design and elements of the First Prototype to be built for the project.

Propiedades del documento

| | |
|----------------------------|---|
| Número de documento | SORUS-DRONE-A3.2-E1 |
| Título | Diseño de UAV |
| Editor | Miguel Rosa (AEROTOOLS) |
| Responsable del documento | Miguel Rosa (AEROTOOLS) |
| Equipo de redacción | Alberto Cristóbal Granda, Pablo Gutierrez Benavides, Jonathan Martínez Díez (AEROTOOLS) |
| Target dissemination level | |
| Status of the document | |
| Version | 1.0 |
| Delivery date | 30/06/2023 |
| Actual delivery date | 30/06/2023 |

Revisión

| | |
|--|--|
| | |
|--|--|

Descargo de Responsabilidad

Este documento ha sido generado en el contexto del 6G-SORUS-XXX. La investigación que ha llevado a estos resultados ha recibido financiación del Ministerio de Asuntos Económicos y Transformación Digital de España y de la Unión Europea-NextGenerationEU a través del programa UNICO 5G I+D.

Toda la información en este documento se proporciona "tal cual" y no se ofrece ninguna garantía de que la información sea adecuada para algún propósito en particular. El usuario utiliza la información bajo su propio riesgo y responsabilidad.

Contenido

| | |
|--|----|
| Lista de Gráficos | 5 |
| Lista de Abreviaturas y Acrónimos | 6 |
| Resumen Ejecutivo | 7 |
| 1. Introducción | 8 |
| 2. Plataforma de vuelo | 9 |
| 2.1. Dimensionamiento | 11 |
| 2.2. Estructura | 12 |
| 2.2.1. Chasis..... | 12 |
| 2.2.2. Grupo propulsor..... | 14 |
| 2.2.3. Tren de aterrizaje | 14 |
| 2.3. Sistema de propulsión | 16 |
| 2.3.1. Selección de Motores..... | 16 |
| 2.3.3. Selección de Hélices..... | 20 |
| 2.3.4. Selección de Variadores | 20 |
| 2.4. Sistemas de control..... | 22 |
| 2.4.1. Emisora..... | 22 |
| 2.4.2. Receptor | 24 |
| 2.4.3. Módem USB por radiofrecuencia..... | 25 |
| 2.4.4. Comunicaciones móviles..... | 26 |
| 2.5. Baterías | 28 |
| 2.5.1. CONECTORES DE BATERÍA..... | 28 |
| 2.6. Sistemas de seguridad..... | 30 |
| 2.6.1. Protecciones..... | 30 |
| 2.6.2. Dispositivo de reducción de energía de impacto..... | 31 |
| 2.6.4. Safety switch | 31 |
| 3. Electrónica de vuelo y sistemas asociados | 32 |
| 3.1. Placa de vuelo | 32 |
| 3.2. Sistemas de posicionamiento..... | 33 |
| 3.2.1. GPS | 33 |
| 3.3. Sistemas de control..... | 35 |
| 3.3.1. Multiplexor | 35 |

| | |
|--|----|
| 3.3.2. Data logger..... | 36 |
| 3.4. Sistema de comunicaciones..... | 37 |
| 3.4.1. Conexión de radio control..... | 37 |
| 3.4.2. Conexión de telemetría | 37 |
| 3.4.3. Conexión de vídeo..... | 38 |
| 3.4.4. Comunicaciones wifi | 39 |
| 3.4.5. Comunicaciones con tecnología de telefonía móvil..... | 39 |
| 4. Sistemas embarcados | 40 |
| 4.1. Conector multidispositivo..... | 40 |
| 4.2. Gimbals..... | 43 |
| 4.2.1. Soporte de cámara intercambiable superior – inferior 360º | 43 |
| 4.2.2. Soporte de cámara intercambiable superior – inferior..... | 44 |
| 4.2.3. Soporte de cámara: para cámara RGB + Térmica..... | 45 |
| 4.2.4. Soporte de cámara: para cámara Multiespectral + Térmica..... | 46 |
| 4.2.4. Soporte de cámara: para cámara Térmica..... | 47 |
| 5. Modos de vuelo | 48 |
| GLOSARIO DE TÉRMINOS..... | 52 |
| Referencias | 53 |

Lista de Gráficos

Lista de Abreviaturas y Acrónimos

| | | | |
|------|---|--|--|
| 6G | Sixth Generation of Wireless Communication Technology | | |
| B5G | Beyond 5G | | |
| BS | Base Station | | |
| gNB | Next Generation NodeB | | |
| KPIs | Key Performance Indicators | | |
| LoS | Line of Sight | | |
| RIS | Reconfigurable Intelligent Surface | | |
| UAV | Unmanned Aerial Vehicle | | |
| UAS | Unmanned Aerial System | | |
| UE | User Equipment | | |
| vRAN | Virtualized Radio Access Network | | |
| | | | |
| | | | |
| | | | |

Resumen Ejecutivo

El proyecto SORUS-DRONES se centra en los retos que plantea la integración de vehículos aéreos no tripulados (UAV, UAS, drones) con redes de acceso radioeléctrico virtualizadas (vRAN) y superficies inteligentes reconfigurables (RIS) en el despliegue y funcionamiento de una red B5G.

Para los objetivos del proyecto SORUS, se ha diseñado una aeronave específica, con los elementos hardware, especificaciones y prestaciones adecuados para los casos de uso definidos en la tarea A1.2.

Este dron tendrá una configuración básica con un diseño modular, se producirá un PROTOTIPO INICIAL, que sirva de plataforma de prueba de los diferentes sistemas en desarrollo por separado y posteriormente se producirá el PROTOTIPO FINAL, un dron de mayor tamaño, dimensionado para embarcar los sistemas previstos en cada caso de uso

El presente documento describe el diseño y los elementos que componen el Prototipo inicial a fabricar para el desarrollo de las primeras pruebas.

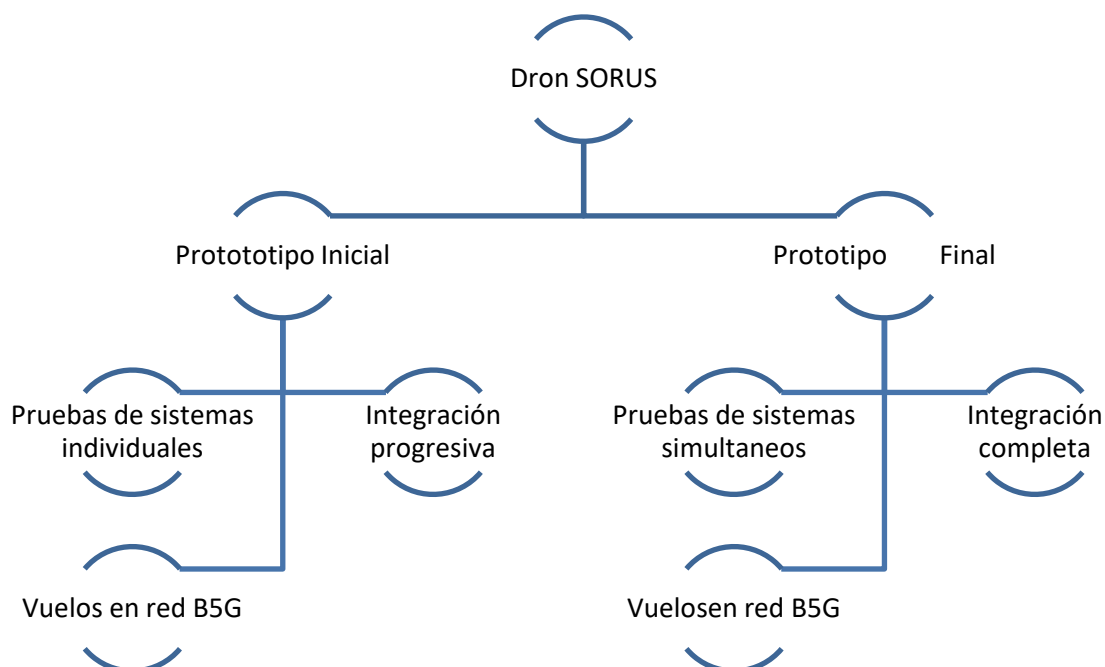
1. Introducción

Para los objetivos del proyecto SORUS, se ha diseñado una aeronave específica, con los elementos hardware, especificaciones y prestaciones adecuados para los casos de uso definidos en la tarea A1.2.

Este dron tendrá una configuración básica con un diseño modular, de manera que, en función de cada caso de uso, se le podrá implementar elementos o sistemas adicionales más específicos para la operación concreta, a la vez que se pueden desconectar los dispositivos o sistemas que no se requieran para dicha operación.

Para ajustarse a las tareas y tiempos definidos en el proyecto y optimizar los trabajos de integración se ha planificado el desarrollo del prototipo en dos fases:

- En la primera, se producirá un **PROTOTIPO INICIAL**, un dron de tamaño reducido, en torno a los 10 kg MTOW, que sirva de plataforma de prueba de los diferentes sistemas en desarrollo por separado, que permita la incorporación sucesiva de sistemas y la integración de sistemas superpuestos en sucesivas iteraciones. El disponer de un equipo de menor tamaño al previsto ofrece las ventajas de una operación más sencilla, contención de costes y posibilidad de sustitución más rápida en caso de incidentes.
- En la segunda, se producirá el **PROTOTIPO FINAL**, un dron de mayor tamaño, con el límite de los 25 kg MTOW que se recomienda por la legislación en vigor, dimensionado para embarcar los sistemas previstos en cada caso de uso



2. Plataforma de vuelo

De acuerdo con los requisitos analizados en el entregable A1.2 E1, la plataforma de vuelo del dron en desarrollo debe cumplir una serie de características y proporcionar la flexibilidad suficiente para adaptarse a diferentes niveles de exigencia.

ESPECIFICACIONES DE PROYECTO: En base al análisis detallado de los escenarios de trabajo que se contemplan, el planteamiento de las operaciones en campo, las limitaciones que impone la actual regulación y la esperada en el futuro cercano, y el resultado de los desarrollos y optimización de los diferentes apartados que componen la aeronave, el dron en desarrollo deberá contar con un MTOW superior a 10 kg e inferior a 25 kg; contar con un diámetro entre ejes lo más reducido posible, inferior, si es posible, a 2 m.

El prototipo Inicial tendrá un aspecto similar al mostrado en la imagen:



Figura 1. Vista de similar a prototipo inicial

El prototipo final podrá tener un número de brazos y motores diferentes al Prototipo Inicial, y el aspecto podrá ser similar al mostrado en las siguientes imágenes:



2.1. Dimensionamiento

Al haberse definido con antelación el uso al que se va a destinar en cada operación, la aeronave se dimensiona en función de sus aplicaciones. En todo momento, los factores que lideran el proceso de diseño son la búsqueda del peso mínimo para la capacidad de carga y tiempo de vuelo que se ha marcado como objetivo; la necesidad de ir hacia tamaños de hélice lo más grandes posible para optimizar el empuje que ofrecen; y las limitaciones que establecen tanto la legislación como las cuestiones operativas (montaje, desmontaje, vuelo en zonas con obstáculos...).

El proceso de diseño y optimización se plantea desde el principio con un enfoque iterativo, trabajando sobre prototipos iniciales que permitan probar los desarrollos de forma aislada, pero a la vez en líneas de trabajo simultáneas, y manteniendo los costes lo más contenidos posible.

El prototipo inicial es un multirrotor hexacóptero de tamaño medio, diseñado para una operación sencilla y una integración ágil de sistemas, con conexión y transmisión de datos. Se trata de ir buscando progresivamente el punto óptimo de equilibrio a medida que se incorporan nuevos desarrollos y se continúa con las pruebas.

En la última fase de este proceso se define el prototipo final, en el que se optimizan las dimensiones y prestaciones una vez se han consolidado los desarrollos que se incorporarán al prototipo.

En el proyecto SORUS, el prototipo final desarrollado presentará parámetros parecidos a los siguientes:

| | |
|---|-----------------|
| Altura | > 55 cm |
| Distancia diagonal (hélices excluidas) | < 200 cm |
| MTOW | < 25 kg |
| Número de motores | Entre 4 y 8 |
| Peso del equipo sin carga de pago | En torno a 8 kg |
| Peso carga de pago (baterías + equipo embarcado) | variable |

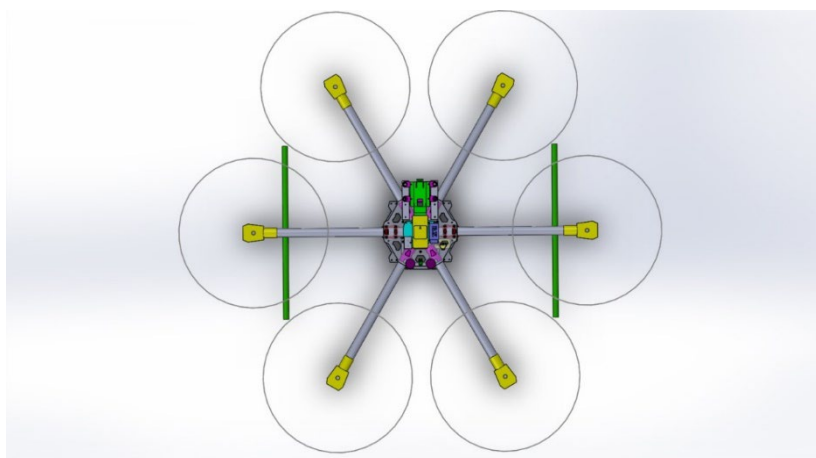


Figura 2. Vista superior del Prototipo Inicial en fase de diseño.

2.2. Estructura

La misión de la estructura es:

- Soportar los esfuerzos de tracción, compresión, corte y flexión, debidos a la propia operación, almacenamiento y transporte.
- Distribuir correctamente las cargas producidas por el empuje de las hélices y la distribución masiva durante el vuelo.
- Diseño modular, con capacidad para acoplar cualquier sensor, sistema o cámara. Así mismo, se dejará espacio para posibles adiciones futuras.
- Evitar vibraciones desfavorables que puedan afectar al equipo o a su carga de pago.

A la vez, la estructura debe ser ligera y lo más abierta posible para permitir los trabajos de instalación y modificaciones que necesariamente deberán realizarse en el proceso iterativo de diseño y optimización.

2.2.1. Chasis

Forma parte del chasis de la aeronave el cuerpo central, los brazos y los rotores.

Respecto al cuerpo central, está compuesto de placas de composite, formadas por resinas epoxídicas y fibra de carbono trenzado. En la Figura 3 se puede observar un modelado previo en 3D.

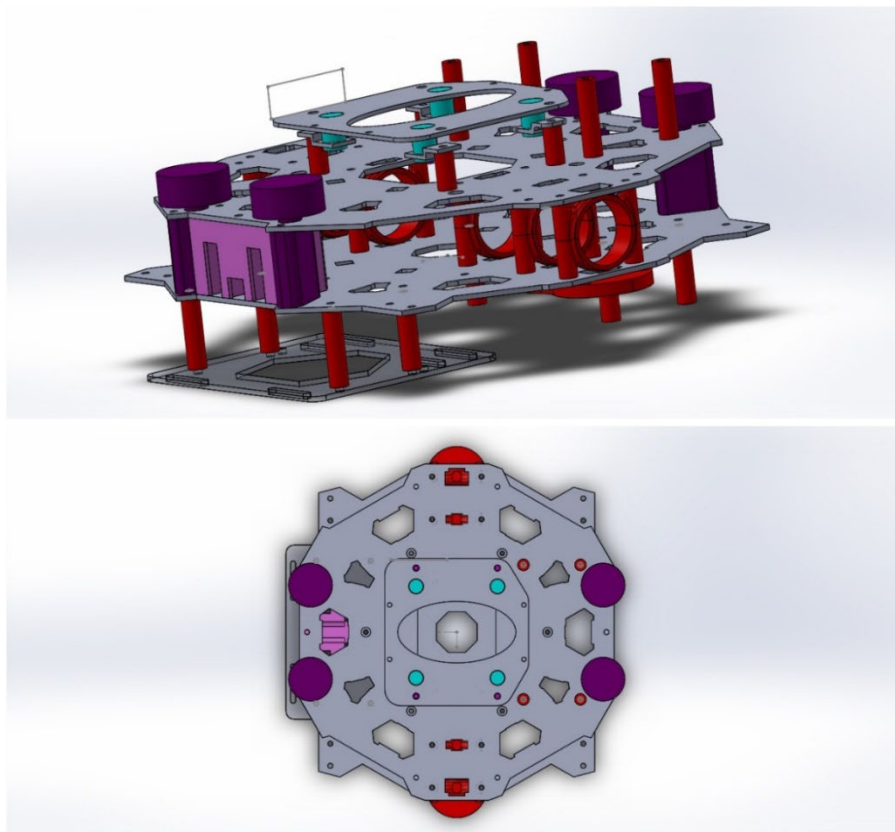


Figura 3. Vista en detalle del cuerpo central del Prototipo Inicial.

En el caso de que se presenten vibraciones en vuelo que pueda afectar a la controladora de vuelo, se puede incorporar una "cama" independiente diseñada para amortiguar esas vibraciones (Figura 4).

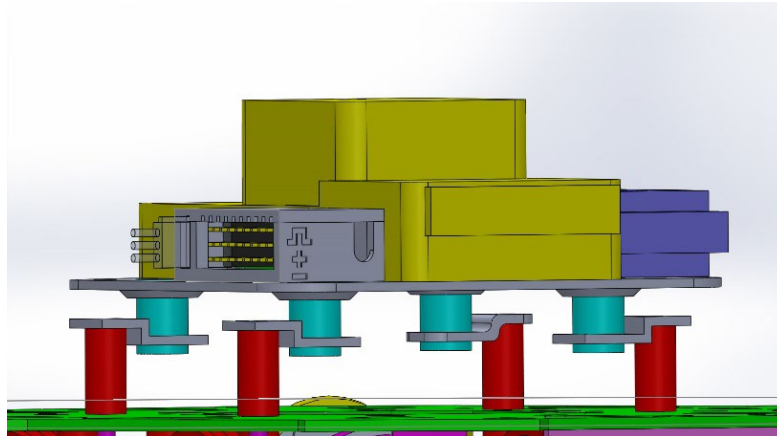


Figura 4. Vista en detalle de la cama amortiguada. Vista de diseño.

El cuerpo central soporta los brazos, el tren de aterrizaje y los compartimentos para los componentes electrónicos, las baterías y los soportes de la carga de pago, tanto superior como inferior.

Respecto a los brazos, se llega a la conclusión de la necesidad de hacerlos plegables, con el objetivo de reducir el espacio de almacenamiento y transporte de la aeronave, tal y como se observa en la Figura 5.

Los brazos son seis tubos de fibra de carbono unidos al cuerpo principal de la aeronave.

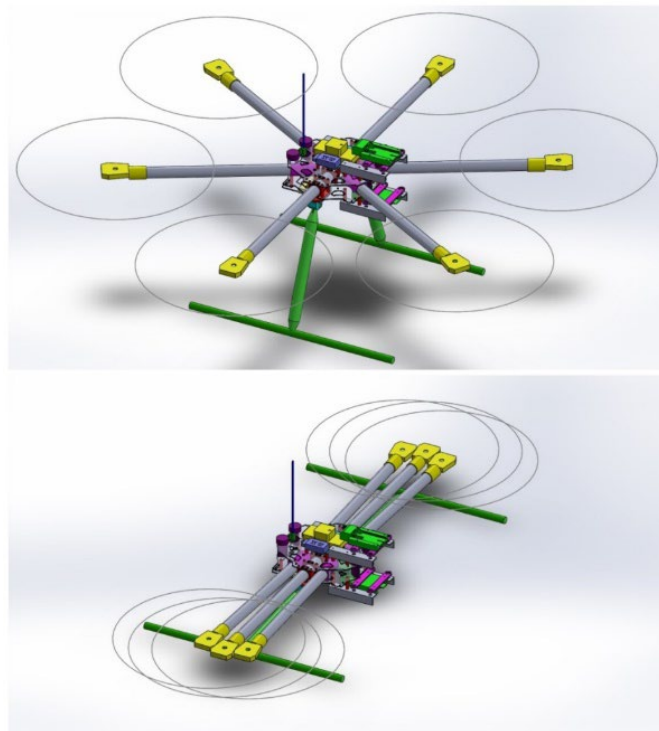


Figura 5. Vista de los brazos plegables del Prototipo Inicial.

2.2.2. Grupo propulsor

La configuración diseñada para el Prototipo Inicial es la de hexacóptero, debido a la redundancia de los motores, lo que aumenta la estabilidad de la aeronave y al mismo tiempo la seguridad en la operación. La configuración de los rotores es la siguiente (Figura 7):

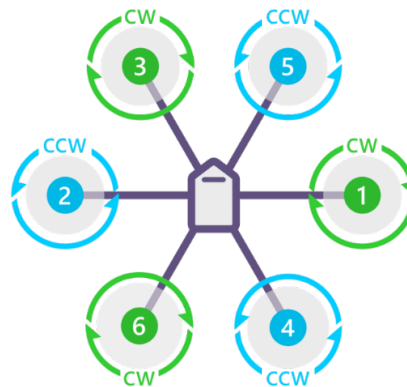


Figura 6. Vista superior de la configuración de los motores del Prototipo Inicial.

2.2.3. Tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje está compuesto por tubos de fibra de carbono y aluminio. Con el objetivo de permitir a los sistemas embarcados la visualización de una semiesfera bajo el chasis del dron, el tren de aterrizaje es retráctil (Figura 8), de manera que no hay interrupción alguna entre el sensor y el propio tren. Estos se recogen una vez que la aeronave se encuentra en vuelo.

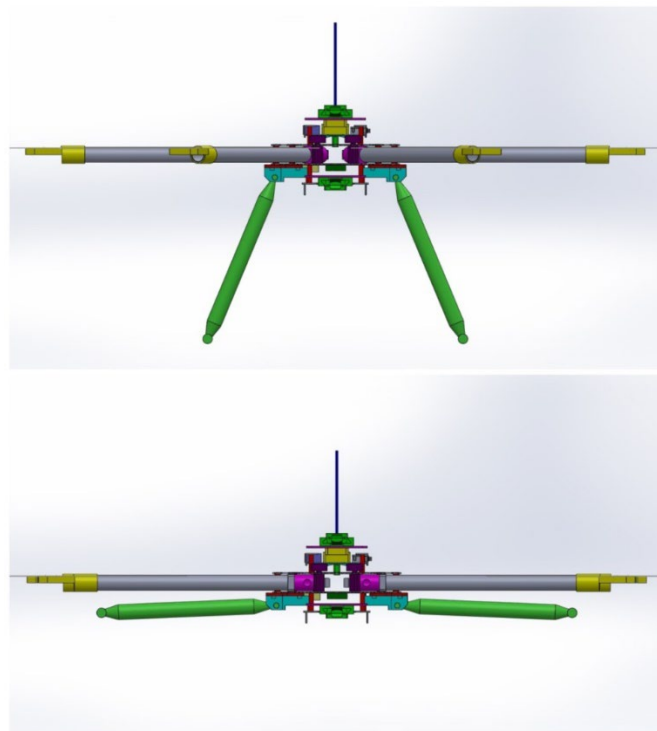


Figura 7. Vista del tren de aterrizaje retráctil del Prototipo Inicial.

Características del tren de aterrizaje:

| | |
|---|--------------------|
| Dimensiones aprox (largo x ancho x alto) | 50 x 40 x 40 cm |
| Peso aprox | 0,5 kg |
| Material | Carbono y aluminio |

Para anclar el chasis con el tren de aterrizaje, se dispondrá una pieza de sujeción de diseño propio, tal y como se muestra en la Figura 9:

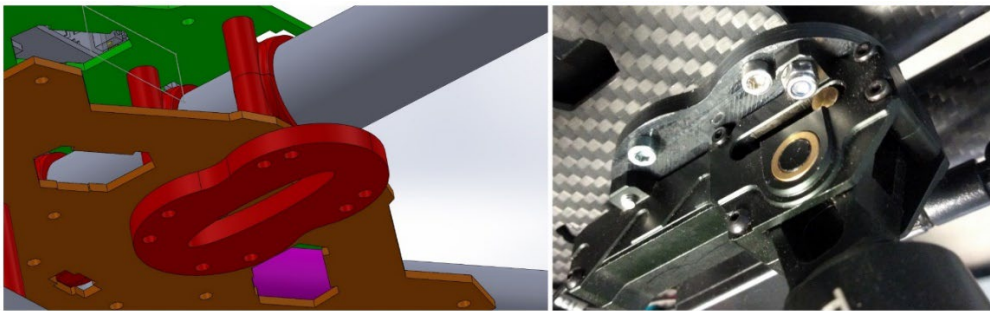


Figura 8. Vista en detalle de la pieza de sujeción.

2.3. Sistema de propulsión

2.3.1. Selección de Motores

El Prototipo Inicial lleva motores “brushless” (sin escobillas) de la marca T-Motor. Se decide utilizar esta marca de motores debido a la experiencia profesional positiva que el equipo de proyecto tiene con los mismos. Se realizarán pruebas con 3 modelos que más se ajusten a las necesidades de la aeronave.

A continuación se muestran pruebas similares realizadas en proyectos previos, y que formarán parte de la batería de pruebas a realizar durante el proyecto SORUS.

| HÉLICES | MOTORES T-MOTOR | | |
|---------------------------------|-----------------|-------------|-------------|
| | 4006 380 KV | 4010 570 KV | 4014 400 KV |
| T-Motor 13 x 4,4 | NO | 6S | NO |
| T-Motor 14 x 4,8 | NO | 6S | NO |
| T-Motor 15 x 5 | 6S | 4S | 6S |
| T-Motor 16,4 x 5,9 pleg. | 6S/4S | NO | 6S |
| T-Motor 16 x 5,4 | 6S/4S | NO | 6S |
| T-Motor 17 x 5,8 | 6S/4S | NO | 4S |
| | | | |
| Foxtech 15 x 5,5 | 6S | 4S | 6S |
| Foxtech 16 x 5,5 | 6S/4S | NO | 6S |
| Foxtech 17 x 5,5 | 4S | NO | 4S |
| Foxtech 18 x 5,5 | 4S | NO | 4S |
| | | | |
| RCTimer 15 x 5,5 | 6S | 4S | 6S |
| RCTimer 16 x 5,5 | 6S | NO | 6S |

Tabla 1. Pruebas conjunto hélices-motor.

Se observa en esta Tabla 1 distintos tipos de hélices probados junto con los tres tipos de motores distintos. En los casos en los que se indica NO, esa hélice con ese motor o bien no da suficiente empuje o produce el calentamiento del motor. Cuando se indica 4S o 6S, significa que esa hélice con ese motor se probará con la batería indicada.

En la siguiente Tabla 2 se muestra la cantidad de potencia que hay que suministrar a los motores para conseguir unos empujes estándar para cada motor (1.1, 1.2, 1.3 kg), y en paralelo la eficiencia que nos proporciona cada hélice.

| | | MOTOR | | | | | | | | | | | | | | | | | |
|----------------------|---------|-------------|------------------|------------|------------------|------------|------------------|-------------|------------------|------------|------------------|------------|------------------|-------------|------------------|------------|------------------|------------|------------------|
| | | 4006 380 KV | | | | | | 4010 570 KV | | | | | | 4014 400 KV | | | | | |
| HÉLICE | BATERÍA | Empuje 1,1 | | Empuje 1,2 | | Empuje 1,3 | | Empuje 1,1 | | Empuje 1,2 | | Empuje 1,3 | | Empuje 1,1 | | Empuje 1,2 | | Empuje 1,3 | |
| | | PWM (μs) | Eficiencia (g/w) | PWM (μs) | Eficiencia (g/w) | PWM (μs) | Eficiencia (g/w) | PWM (μs) | Eficiencia (g/w) | PWM (μs) | Eficiencia (g/w) | PWM (μs) | Eficiencia (g/w) | PWM (μs) | Eficiencia (g/w) | PWM (μs) | Eficiencia (g/w) | PWM (μs) | Eficiencia (g/w) |
| 13x4.4 Tmotor | 4S | | | | | | | 1727 | 8,112 | 1763 | 7,973 | 1800 | 7,824 | | | | | | |
| 15x5 Tmotor | 4S | | | | | | | 1540 | 9,466 | 1572 | 9,194 | 1603 | 8,925 | 1748 | 10,38 | 1789 | 10,127 | 1829 | 9,869 |
| 15x5.5 FOX | 4S | | | | | | | 1523 | 8,085 | 1552 | 7,758 | 1583 | 7,465 | | | | | | |
| 16x5.4 Tmotor | 4S | 1838 | 10,529 | 1887 | 10,07 | 1935 | 9,68 | | | | | | | | | | | | |
| 16x5.5 RCTimer | 4S | | | | | | | 1507 | 8,415 | 1536 | 8,106 | 1566 | 7,782 | 1625 | 9,538 | 1658 | 9,194 | 1693 | 8,882 |
| 16x5.5 FOX | 4S | 1540 | 8,663 | 1574 | 8,243 | 1608 | 7,838 | 1495 | 8,133 | 1521 | 7,832 | 1547 | 7,548 | | | | | | |
| 16.4x5.9 Pleg Tmotor | 4S | 1877 | 10,247 | 1925 | 9,9 | 1987 | 9,627 | | | | | | | | | | | | |
| 17x5.5 FOX | 4S | 1746 | 9,223 | 1790 | 8,77 | 1839 | 8,365 | | | | | | | 1612 | 9,647 | 1643 | 9,325 | 1672 | 9,061 |
| 17x5.8 Tmotor | 4S | 1773 | 10,914 | 1821 | 10,432 | 1866 | 10,054 | | | | | | | 1649 | 10,921 | 1684 | 10,608 | 1717 | 10,317 |
| 18x5.5 FOX | 4S | 1698 | 9,2 | 1746 | 8,665 | 1787 | 8,252 | | | | | | | 1527 | 9,75 | 1553 | 9,45 | 1580 | 9,17 |
| | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 13x4.4 Tmotor | 6S | | | | | | | 1487 | 7,73 | 1515 | 7,535 | 1541 | 7,359 | | | | | | |
| 14x4.8 Tmotor | 6S | | | | | | | 1426 | 8,24 | 1453 | 8,01 | 1479 | 7,763 | | | | | | |
| 15x5 Tmotor | 6S | 1616 | 9,94 | 1654 | 9,514 | 1692 | 9,158 | | | | | | | 1492 | 9,739 | 1515 | 9,467 | 1542 | 9,21 |
| 15x5.5 FOX | 6S | 1580 | 8,512 | 1614 | 8,123 | 1646 | 7,767 | | | | | | | 1462 | 8,544 | 1486 | 8,259 | 1510 | 7,984 |
| 15x5.5 RCTimer | 6S | 1570 | 8,52 | 1605 | 8,521 | 1638 | 7,948 | 1533 | 8,279 | 1564 | 7,944 | 1594 | 7,63 | 1439 | 8,777 | 1461 | 8,5188 | 1484 | 8,242 |
| 16x5.4 Tmotor | 6S | 1559 | 10,19 | 1593 | 9,741 | 1624 | 9,406 | | | | | | | 1450 | 10,05 | 1473 | 9,705 | 1497 | 9,452 |
| 16x5.5 RCTimer | 6S | 1537 | 8,7 | 1572 | 8,247 | 1608 | 7,791 | | | | | | | 1405 | 9,019 | 1427 | 8,741 | 1448 | 8,429 |
| 16x5.5 FOX | 6S | 1540 | 8,663 | 1574 | 8,243 | 1608 | 7,838 | | | | | | | 1430 | 8,792 | 1452 | 8,519 | 1432 | 8,756 |
| 16.4x5.9 Pleg Tmotor | 6S | 1596 | 9,716 | 1628 | 9,42 | 1659 | 9,138 | | | | | | | 1481 | 9,492 | 1497 | 9,284 | 1522 | 9,058 |
| 17x5.8 Tmotor | 6S | 1511 | 10,96 | 1539 | 10,58 | 1569 | 10,22 | | | | | | | 1423 | 10,176 | 1444 | 9,904 | 1465 | 9,72 |
| 17x5.5 FOX | 6S | | | | | | | | | | | | | 1384 | 9,019 | 1402 | 8,765 | 1422 | 8,54 |

Tabla 2. Comparativa de eficiencia.

En una prueba de este tipo, interesa buscar la eficiencia del conjunto hélice-motor entre el 50-60% del empuje total del motor, para poder realizar vuelos estacionarios. Esto se traduce en un PWM de aproximadamente 1500 μ s. En la Tabla 2 se observan los resultados en cuanto PWM y eficiencia de los tres motores elegidos, con empujes de 1.1, 1.2 y 1.3 kg, en función de las hélices y las baterías 4S y 6S.

Los resultados se expresan con un código de colores, de manera que cuanto más verde sea, mejor es el resultado, y por el contrario al acercarnos al rojo peor resultado estamos obteniendo.

Las pruebas se realizarán con la siguiente configuración del Banco de Motores (Figura 11 y Figura 12) del que dispone de AEROTOOLS:



Figura 9. Vista frontal de la configuración del banco de prueba de motores.

Esta configuración del Banco cuenta con varios sensores, como dinamómetros, acelerómetros, vatímetros, sensores de temperatura, etc. Todos ellos nos permiten calcular el empuje, el par, la corriente y la temperatura del motor en todo momento. Luego podemos probar si el motor proporciona suficiente empuje para los requisitos del UAS y si lo hace de manera segura, así como si lo hace de manera eficiente.

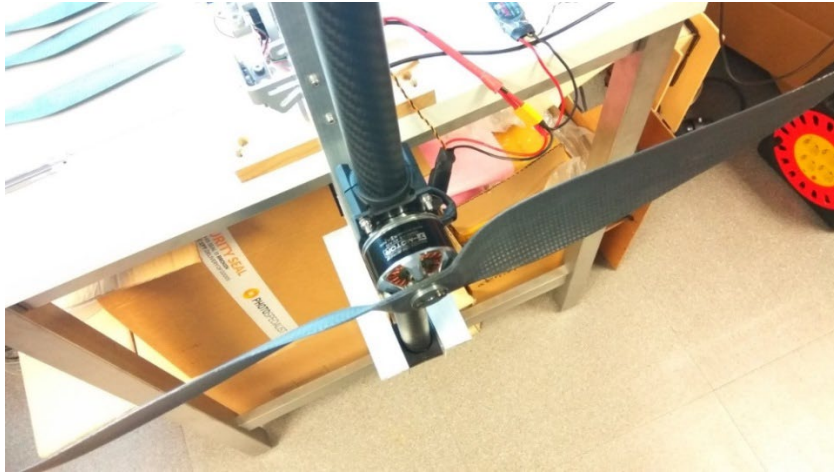


Figura 10. Vista superior de la configuración del banco de prueba de motores.



Figura 11. Pruebas en las instalaciones de AEROTOOLS.

2.3.3. Selección de Hélices

Se elegirán para las pruebas todas las hélices que comprenden el rango de potencia-eficiencia que admitan los motores preseleccionados.

En el siguiente ejemplo de las pruebas a realizar, se puede apreciar en la Figura 15 el voltaje vs empuje que proporcionan las distintas hélices probadas, para distintos tipos de batería:

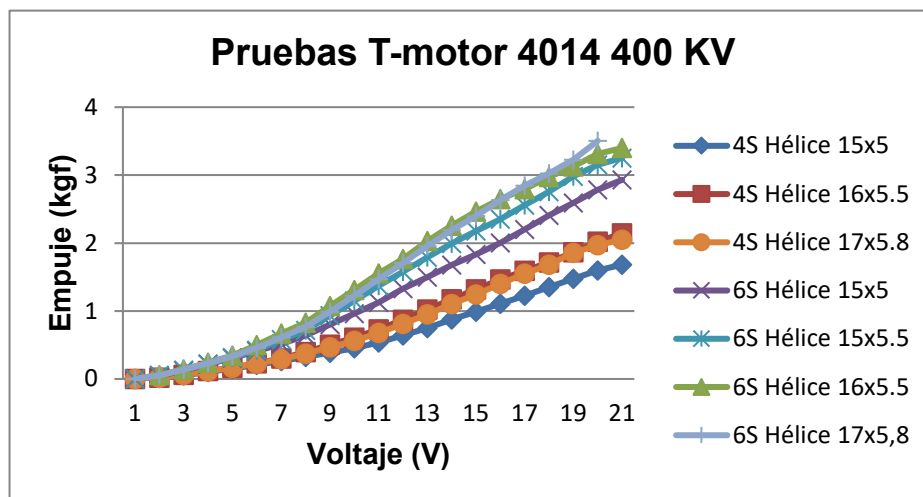


Figura 12. Gráfico de la eficiencia del T.motor 4014 400 KV en función de las hélices.



Figura 13. Hélice T-Motor 17 x 5,8.

2.3.4. Selección de Variadores

Los variadores son dispositivos responsables de regular la velocidad de giro de los motores. Se trata de una pieza importante. En el dron Prototipo Inicial, los variadores se encontrarán situados dentro de los brazos de la aeronave.

Se seleccionarán variadores en base a la experiencia previa de AEROTOOLS y se incluirán en las pruebas de motores descritas anteriormente.



Figura 14. Ejemplo de Variador Hobbywing XRotor Pro 40A.

2.4. Sistemas de control

2.4.1. Emisora

La emisora de radiocontrol base que se usará es de la marca FR Sky, seleccionada por los excelentes resultados que proporciona en las operaciones de AEROTOOLS, la cual consta de las siguientes características, además de la posibilidad de toma de corriente externa:

| | |
|-------------------------------------|--------------------------|
| Marca | FR Sky |
| Modelo | Taranis Q X7 |
| Banda de transmisión | 2,4 GHz |
| Sistema de transmisión | Frequency Hopping |
| Tipo de comunicación | Bidireccional |
| Número de canales | Hasta 32 |
| Batería | Li-Ion 3000 mAh 2S 7,4 V |
| Toma externa de alimentación | 6-13 V |

Esta emisora se selecciona por las altas prestaciones que ofrece y la fiabilidad de los componentes que incorpora, como son las palancas, interruptores y potenciómetros de los que consta. Además, se pueden incorporar funcionalidades adicionales a través de la conexión tipo Jack de entrada que lleva incorporada, lo que ofrece muchas posibilidades interesantes.

La emisora instala en su versión original 8 pilas alcalinas como fuente de alimentación, lo que limita su uso en campo y encarece el mantenimiento. Para optimizar este apartado, se ha desarrollado un sistema propio que sustituyen estas pilas por una batería compuesta de dos elementos de litio-ion, modelo 18650, tal y como se aprecia en la siguiente Figura 18, lo que proporciona mayor capacidad de carga y posibilidad de recargas.



Figura 15. Vista en detalle de la batería de la emisora.

Respecto a la emisora, la comunicación bidireccional permite tener información o datos del dron

directamente en la emisora (por ejemplo, el voltaje de las baterías), permite visualizar los datos de telemetría de la aeronave en la pantalla LCD integrada.

Existe también la posibilidad de insertar una tarjeta SD, con el objetivo de darle voz a la emisora, de manera que nos avisa verbalmente si existe algún aviso, como por ejemplo, el voltaje de la batería de la emisora o el voltaje de la batería del propio dron, la calidad de recepción del sistema de control, etc.

Los sensores que leen las posiciones de las palancas principales de control son sensores HALL (sensores magnéticos sin contacto). Este tipo de sensor permite un funcionamiento continuado sin desgaste.

Tiene también conectividad USB, para poder convertir la emisora en un joystick del PC.

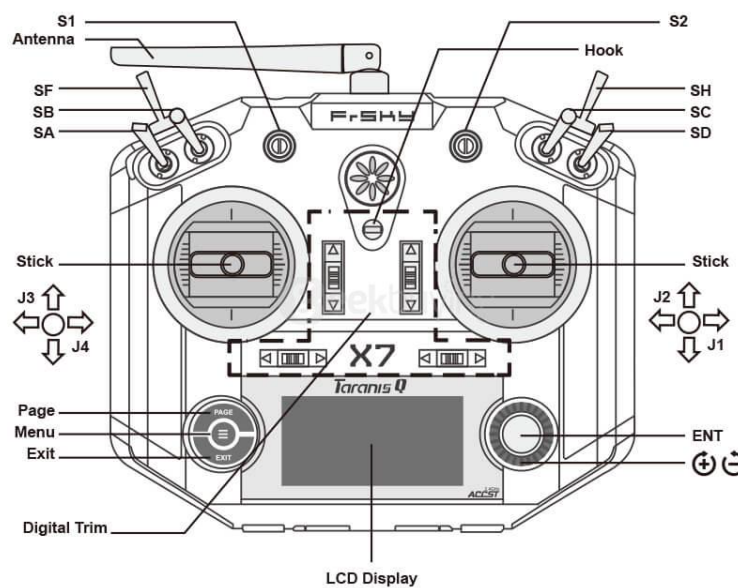


Figura 16. Configuración de la emisora FR Sky Taranis Q X7.

2.4.2. Receptor

El receptor asociado en el Prototipo Inicial se puede ver en la Figura 22 y presenta las siguientes características:

| | |
|----------------------------------|----------------------------|
| Marca | FR Sky |
| Modelo | X8R |
| Banda de transmisión | 2,4 GHz |
| Sistema de transmisión | Frequency Hopping |
| Tipo de comunicación | Bidireccional |
| Comunicación con aeronave | 8PWM + 1SBUS (16 canales) |
| Número de canales | Hasta 16 |
| Alimentación | 5V desde la placa de vuelo |



Figura 17. Receptor FR Sky X8R.

Figura 18. Vista en detalle de la antena.

Las antenas del receptor (Figura 23) se modifican con el objetivo de aumentar el alcance del rango de funcionamiento, así como disminuir las posibles pérdidas de señal. Para conseguir aumentar el rango de funcionamiento, las antenas se posicionan en brazos opuestos de la aeronave, de manera que independientemente de la posición del dron, siempre una de las dos antenas estará en visión directa con el transmisor.

2.4.3. Módem USB por radiofrecuencia

El objetivo de su uso es la aportación de redundancia de control de la aeronave, de manera que se minimizan las posibles pérdidas de control, así como aumentar la seguridad de la operación. Permite la comunicación entre la GCS (Ground Control Station) y la aeronave, de manera que se obtienen datos de todo el equipo: estado de la aeronave, batería, voltaje, etc. Además, nos permite la comunicación con la aeronave para enviar misiones programadas.



Figura 19. Módem USB por radiofrecuencia 3DR Sik Radio.

La antena original del equipo se sustituye por una antena fabricada por Aerotools (Figura 25), de manera que se consigue aumentar considerablemente los decibelios de transmisión de la misma, aumentando así el alcance de este sistema de comunicación, habiendo realizado pruebas satisfactorias, tanto en el prototipo medio como final, de hasta 6 km de distancia.

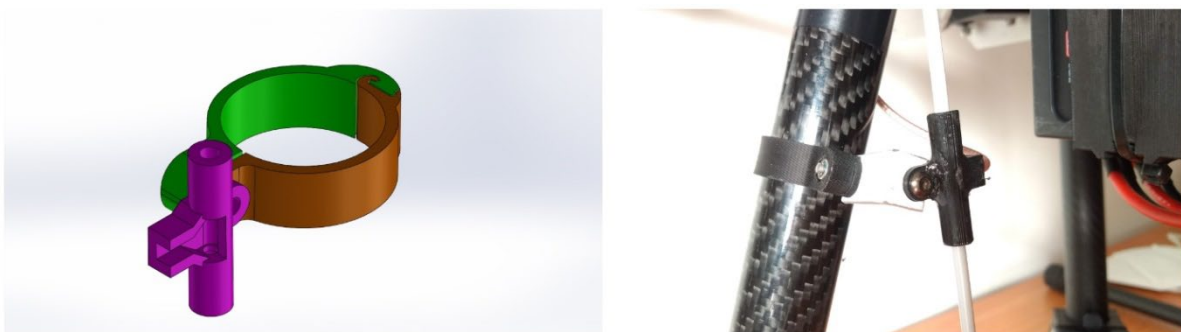


Figura 20. Vista en detalle de la fijación de la antena del módem.

2.4.4. Comunicaciones móviles

La integración de comunicaciones móviles, en principio basadas en tecnología 4G-LTE para ir progresando más adelante hacia las tecnologías 5G y B5G de proyecto, aporta grandes posibilidades, al extender el rango de operación del dron y al permitir plantearse superar las limitaciones de la tecnología de radio en cuanto a la necesidad de que el emisor y el receptor se deban encontrar en línea de vista sin obstáculos, potenciando el modo de vuelo BVLOS.

El sistema se basa en un conjunto de dispositivos que permiten tener comunicación con la aeronave. Su utilización también aporta, al igual que con el módem USB por radiofrecuencia, redundancia en el control de la aeronave y de la operación.

Este tipo de conectividad permite comunicación con la aeronave con mayor seguridad, en entornos colapsados por las radiofrecuencias estándar (2,4 GHz – 433 MHz).

Se describe a continuación las especificaciones del módem base instalado (Figura 26):

| | |
|---|--|
| Marca | Huawei |
| Modelo | E3276 |
| Bandas de transmisión | LTE FDD: 800/900/2600/ 1800 /2100 UMTS: 2100/AWS/900/1900 GSM: 850/900/1800/1900 |
| Sistema de transmisión | 4G LTE |
| Tipo de comunicación | Bidireccional |
| Velocidad de transmisión | 57600 bps baudios(comprobar) |
| Alimentación | 5V desde la placa de vuelo |
| Dimensiones (largo x ancho x alto) | 92 x 32 x 14 mm |



Figura 21. Módem USB 4G LTE Huawei E3276.

Para poder hacer uso de esta tecnología, es necesario usar otro microprocesador en la aeronave (Figura 27), en este caso se opta por una Raspberry Pi, que tiene una capacidad de computación suficiente para realizar la comunicación entre el módem 4G LTE y la placa de vuelo Pixhawk.

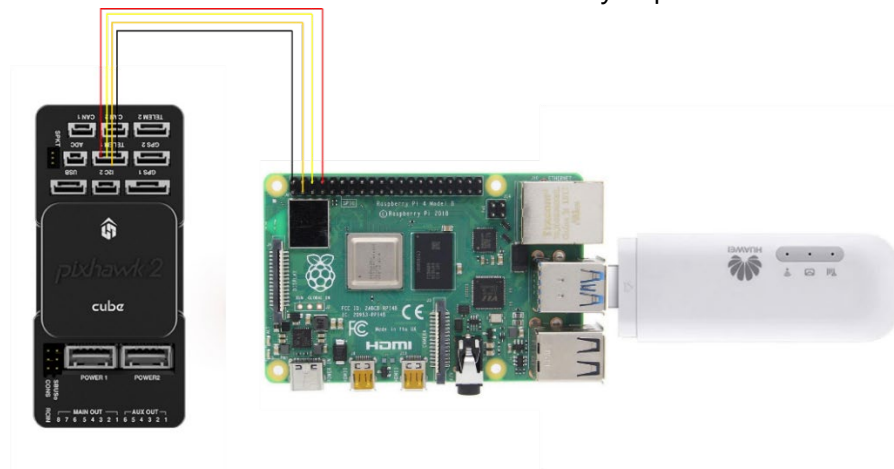


Figura 22. Esquema de conexión entre Pixhawk y Raspberry Pi con dispositivo 4G LTE USB.

El sistema completo se basa en el uso de un ordenador en tierra, el mismo que se usa con la estación de tierra, con el programa Mission Planner instalado. Y para poder tener comunicación directa con el equipo de aire se requiere una conexión a un punto de acceso a Internet. Este punto de acceso puede realizarse de varios modos:

- Conectando el ordenador directamente a una red Wifi de un router con acceso a Internet.
- Conectando el ordenador a una red Wifi generada con un teléfono con tecnología 4G, que tenga cobertura en ese momento (la zona ha de tener cobertura).
- Conectando un módem 4G LTE al ordenador. Este módem se conectará a la red. (la zona ha de tener cobertura).

2.5. Baterías

Esta aeronave se diseña con la capacidad de poder admitir distintos tipos de baterías y sistemas de alimentación, como ya se ha establecido en el Entregable A1.2 E1.

Para poder acoplar los distintos tipos de baterías, el Prototipo Inicial llevará instalado un sistema de anclaje propio, basado en una placa de anclaje de fibra de carbono, anclada al chasis por unos separadores de aluminio, tal y como se muestra en la Figura 28 y la Figura 29. Este sistema permite intercambiar los diversos módulos de anclaje de baterías diseñados para albergar la variedad de baterías que admite.

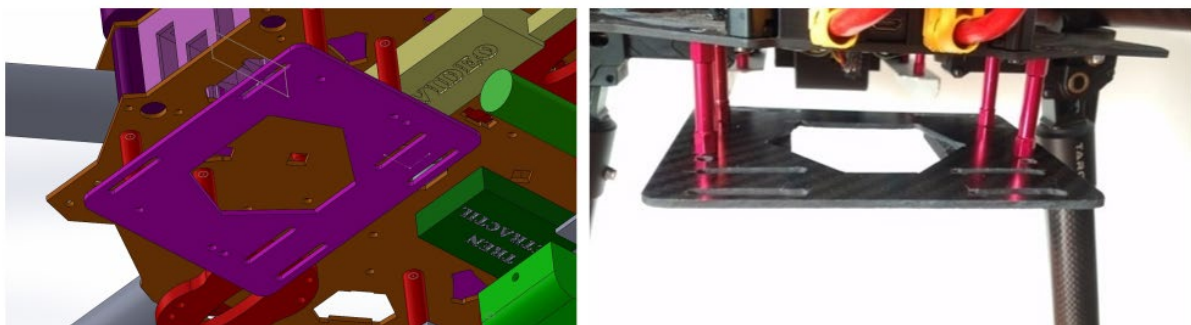


Figura 23. Vista en detalle de la placa de anclaje soporta-baterías.

Se partirá con una base de baterías LiPo, ya que existe en el mercado gran variedad de marcas y modelos y a precios contenidos. Estas se montan directamente en el soporte de baterías estándar.

2.5.1. CONECTORES DE BATERÍA

Para conectar las baterías se ha elegido un conector estándar, modelo XT90, de la marca JST.

Para hacer más fácil el conexionado de las baterías, se han diseñado y fabricado unos soportes para estos conectores estándar XT90, que quedan completamente integrados en el chasis de los prototipos. Se han aprovechado estos soportes, para integrarles un conector USB directo a la controladora de vuelo del equipo, para facilitar la conexión de la aeronave con el ordenador.

Dicho soporte de conectores se ha ido perfeccionando en los distintos prototipos, hasta llegar al resultado final (Figura 33, Figura 34 y Figura 35).

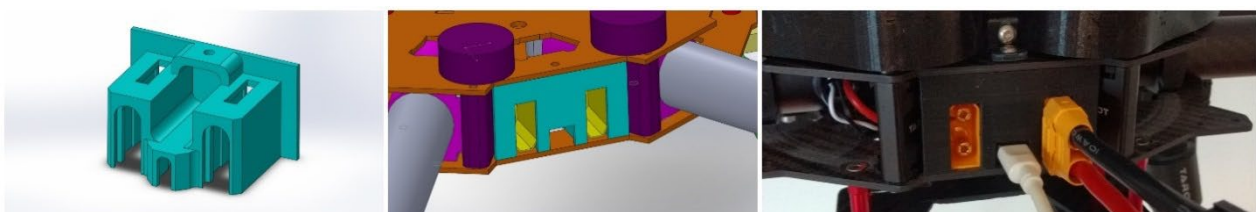


Figura 24. Soporte de conector de batería en prototipo inicial.

2.6. Sistemas de seguridad

2.6.1. Protecciones

El Prototipo Inicial dispone de un dispositivo de protección que se acopla a la aeronave, de manera que se incrementa la seguridad en la operación, en caso de ser necesario. Este dispositivo (Figura 36, Figura 37 y Figura 38) protege las hélices y los motores de la aeronave ante posibles colisiones u obstáculos, al mismo tiempo que aumenta la seguridad del personal de tierra.

Las protecciones están compuestas por unos tubos de fibra de carbono y piezas impresas en nylon. Son ligeras y fácilmente desmontables mediante un sistema de anclaje rápido, sin necesidad de ayuda de herramienta alguna. Gracias al diseño de estructura triangulada, se consigue proteger la parte superior de la aeronave.

Las características de las protecciones se indican en el siguiente cuadro:

| | |
|--------------------|--------------------------|
| Dimensiones | 30 x 30 x 14 cm |
| Peso | 39 g/ud |
| Componentes | Fibra de carbono y nylon |

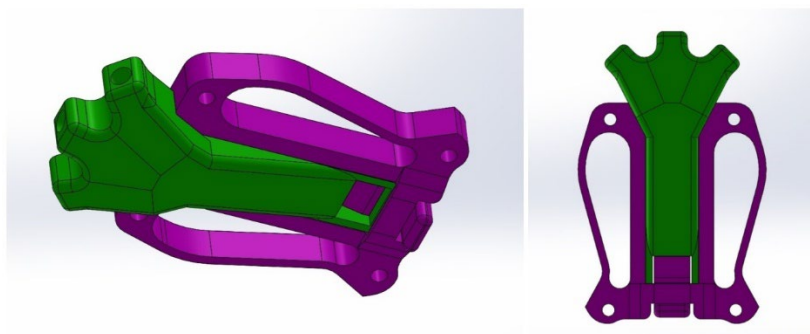


Figura 25. Vista en detalle del anclaje de las protecciones en 3D.

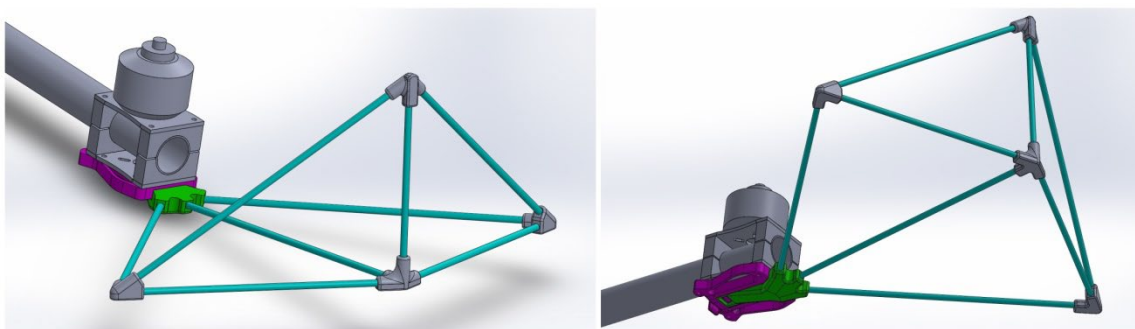


Figura 26. Vista en detalle de las protecciones en 3D.

2.6.2. Dispositivo de reducción de energía de impacto

La aeronave está diseñada para embarcar, en caso de ser necesario, un dispositivo de reducción de energía de impacto (Figura 39). Este iría acoplado en el conector multidispositivo superior y anclado al cuerpo principal de la aeronave (Figura 40), El conector multidispositivo, fabricado por Aerotools, que se desarrolla en detalle en el apartado 3.4.

El sistema de apertura del dispositivo es autónomo, no dependiendo de la alimentación ni del control de la aeronave, ya que tiene su propia alimentación, mediante una batería Li-Po 2S. El piloto ha de accionar el dispositivo en caso de fallo de la plataforma de vuelo.

Recibe la señal desde un transmisor independiente.

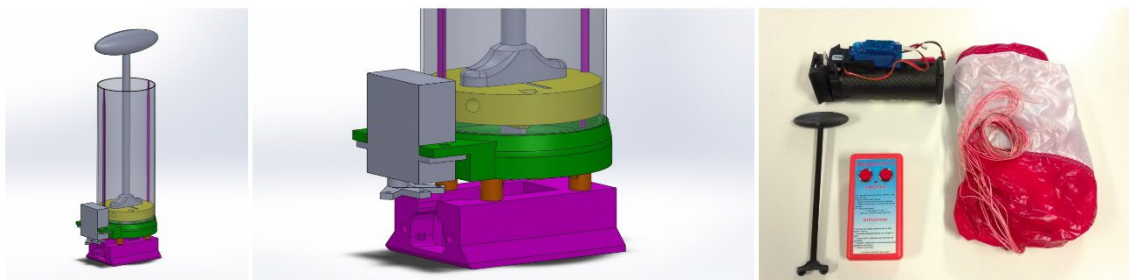


Figura 27. Dispositivo de reducción de energía de impacto.

2.6.4. Safety switch

El safety switch es un elemento de seguridad, en forma de pulsador o botón, cuya función principal es habilitar o deshabilitar el funcionamiento de los motores de la aeronave.

Este sistema, ampliamente probado y utilizado por Aerotools, se ubica en el Prototipo Inicial integrado en el soporte del GPS (Figura 41).



Figura 28. Safety Switch integrado en la caja del GPS de la aeronave.

Siempre que se enciende la aeronave, el safety switch también quedará habilitado. Mientras el safety switch permanezca habilitado, el equipo no podrá armarse, aumentando así la seguridad en la operación. Una vez preparados para realizar el vuelo, se deshabilita el safety switch manualmente, mediante el accionado del botón; y se podrá armar el equipo.

3. Electrónica de vuelo y sistemas asociados

La electrónica de vuelo es el conjunto de elementos encargados del control del UAS, fundamentalmente en lo referente al vuelo del equipo, constando de placa de vuelo, GPS y sensores de distancia.

3.1. Placa de vuelo

En base a la amplia experiencia de Aerotools en electrónica abierta, se decide utilizar la placa de vuelo Pixhawk Cube o superior (Figura 44), de tipo código abierto, que permite su configuración mediante programas (software) como Ardupilot, Mission Planner, etc. Es un módulo compacto y robusto. También incluye un puerto incorporado para Intel Edison para futuras expansiones. Algunas de sus principales características son:

- 32 bits STM32F427 Cortex M4
- 168 MHz / 252 MIPS
- Coprocesador STM32F103 a prueba de fallos de 32 bits
- 256 KB de RAM
- 14 x salidas PWM / Servo
- 5 x puertos serie UART, 2x CAN
- Entrada de señal de suma PPM, entrada RSSI (PWM o voltaje)
- I2C
- SPI

Las especificaciones de la placa se indican a continuación:

| | |
|--------------------|---------------------|
| Modelo | Pixhawk Cube |
| Peso | 39 g |
| Dimensiones | 38,5 x 38,5 x 23 mm |



Figura 29. Placa de vuelo Pixhawk Cube.

3.2. Sistemas de posicionamiento

3.2.1. GPS

El Sistema de Posición Global, GPS, utilizado en esta aeronave corresponde a Módulo HERE 2 GNSS M8N (Figura 45), específico para Pixhawk, con las siguientes especificaciones:

- Procesador: STM32F302
- Brújula + Giróscopo + Acelerómetro: ICM20948
- Barómetro: MS5611
- Tipo de recepción: Motor M8N u-blox de 72 canales GPS/QZSS L1C/A, GLONASSL10F BeiDou B11, Galileo E1B/C SBAS L1 C/A: WAAS, EGNOS, MSAS, GAGAN
- Velocidad de actualización de navegación: Máx. 10Hz
- Precisión de posicionamiento: 3D FIX
- Tiempo para la primera fijación: Arranque en frío 26S, Inicio asistido 2S, Readquisición 1S
- Sensibilidad: Rastreo y navegación-167dBm, Arranque en caliente- 148dBm, Arranque en frío-157dBm
- GNSS asistido: Assist Now GNSS en línea, Asistencia GNSS fuera de línea (hasta 35 días), Asistencia autónoma (hasta 6 días) compatible con OMA SUPL y 3GPP
- Oscilador: TCXO (NEO-M8N / Q)
- Cristal RTC: Integrado
- ROM: flash (NEO-M8N)
- Antenas disponibles: Antena activa y antena pasiva
- Integridad de señal: Característica de firma con SHA 256
- Temperatura de operación: -40 grados C a 85 grados C

Especificaciones del GPS:

| | |
|--------------------|-------------------|
| Modelo | HERE 2 GNSS M8N |
| Peso | 49 g |
| Dimensiones | 67 x 67 x 16,6 mm |



Figura 30. Vista del GPS HERE 2 GNSS M8N.

El GPS debe ir por encima de la aeronave, lo que puede ocasionar molestias en el transporte. Para solventar esto, se han diseñado unas piezas de acople rápido para poder montar y desmontar el GPS de una forma rápida y sencilla, tanto al anclaje en el chasis, como al propio GPS.

Estas piezas innovadoras de rápido anclaje (Figura 46 y Figura 47) son diseñadas y fabricadas por Aerotools, impresas en PLA y unidas mediante una varilla de fibra de carbono.

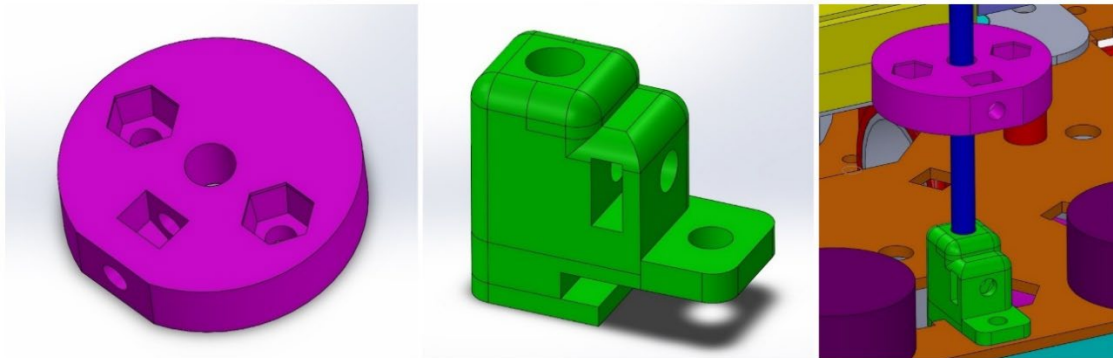


Figura 31. Vista en detalle del diseño en 3D del anclaje.

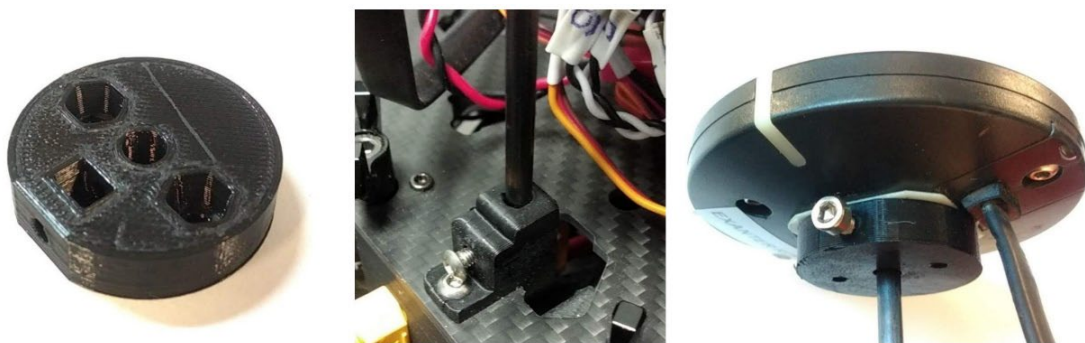


Figura 32. Anclaje en la aeronave.

3.3. Sistemas de control

3.3.1. Multiplexor

Es un dispositivo que permite combinar varias señales de sensores externos y coordinarlas con la electrónica de vuelo, jerarquizando órdenes y garantizando un flujo de trabajo adecuado de todos los sistemas embarcados.

El multiplexor se basa en una placa que lleva incorporada un microcontrolador y un sistema de conexiones desarrollado al efecto. Este dispositivo es capaz de hacer correr un software en bucle continuo hasta que se le corte la corriente. Para el microcontrolador, se ha elegido una placa Arduino modelo Mega 2560 en su versión más reducida de tamaño, capaz de recibir y mandar información por 4 puertos serie diferentes, tiene multitud de pines para recibir información y diferentes protocolos de comunicación como i2C, SPI, serie. Es muy versátil, permitiendo la comunicación con la controladora de vuelo de una forma relativamente sencilla.

El software que utiliza el Multiplexor es un software específico, programado especialmente para hacer las funciones que se soliciten.

Una gran ventaja de usar un Arduino (Figura 52), es que su lenguaje de programación (Arduino) está pensado para una aplicación ágil y rápida, lo que permite escalar su integración y acometer funcionalidades complejas.

| | |
|--|----------------------------------|
| Modelo | Arduino Mega 2560 Pro Mini Embed |
| Microcontrolador | ATmega2560 |
| Tensión de funcionamiento | 5 V |
| Voltaje de entrada (recomendado) | 9 – 12 V |
| Pines de Entrada / Salida digitales | 54 (14 de ellos son salidas PWM) |
| Peso | 37 g |

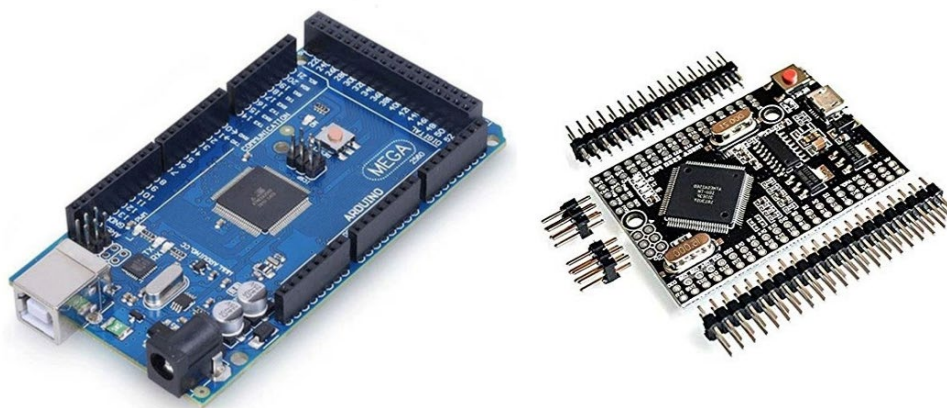


Figura 33. Arduimo Mega 2560 y Arduino Mega 2560 Pro Mini Embed.

3.3.2. Data logger

Se ha desarrollado un data-logger (grabador de datos), dispositivo de gestión de múltiples sensores, que consta de la capacidad de automatizar la captura de datos, para la mejora de los trabajos de procesamiento y manejo de datos.

El hardware elegido para este dispositivo es de nuevo una placa de desarrollo con microcontrolador Arduino. El modelo elegido es un Arduino Nano, que tiene capacidad de procesamiento suficiente para leer los datos de los diferentes sensores y escribirlos en una tarjeta MicroSD que está insertada en un lector grabador de tarjetas MicroSD compatible con Arduino. Este modelo de Arduino tiene incorporado en su hardware un conector USB que nos permite grabar los firmwares (Sketches) de una forma fácil y segura.

Los datos que se graban en el log son los siguientes:

Datos recogidos de la comunicación serie MavLink de la placa de vuelo:

- Fecha:
 - Día
 - Mes
 - Año
- Hora,
 - Minuto
 - Segundo
 - Milésimas de segundo
- Posicionamiento.
 - Longitud
 - Latitud
 - Altitud
- Actitud Dron
 - Ángulo Tilt
 - Ángulo Roll
 - Ángulo Yaw (Orientación de magnetómetro)

Datos de sensor IMU externo

- Actitud Gimbal
 - Ángulo Tilt
 - Ángulo Roll
 - Ángulo Yaw (Orientación de magnetómetro)

Datos desde cámara

- Momento real del disparo de la cámara

Datos de la placa

- Equipo

- Piloto que realiza el vuelo

El archivo generado es del tipo CSV con el formato siguiente:

Equipo; piloto; año; mes; día; hora; minuto; segundo; milisegundo; latitud; longitud; altitud; tilt dron; roll dron; yaw dron; tilt gimbal; roll gimbal; yaw gimbal; disparo cam

Los registros se graban cada medio segundo, excepto cuando hay disparo de cámara que se graba en el momento del disparo.

3.4. Sistema de comunicaciones

3.4.1. Conexión de radio control

Este sistema se basa en la comunicación entre el dispositivo de radiocontrol y el receptor, que va conectado al dron. Mediante este enlace es posible mantener el control de la aeronave de manera manual. Estos dispositivos se encuentran desglosados en el apartado 2.4.1. Emisora, del presente documento.

3.4.2. Conexión de telemetría

Este sistema de comunicaciones permite obtener y visualizar, en tiempo real, toda la información acerca del estado de la aeronave. Asimismo, permite enviar órdenes a la aeronave.

Existen varios programas para el control desde tierra de las aeronaves. A continuación, se muestra una imagen del programa utilizado Ardupilot (Figura 34):

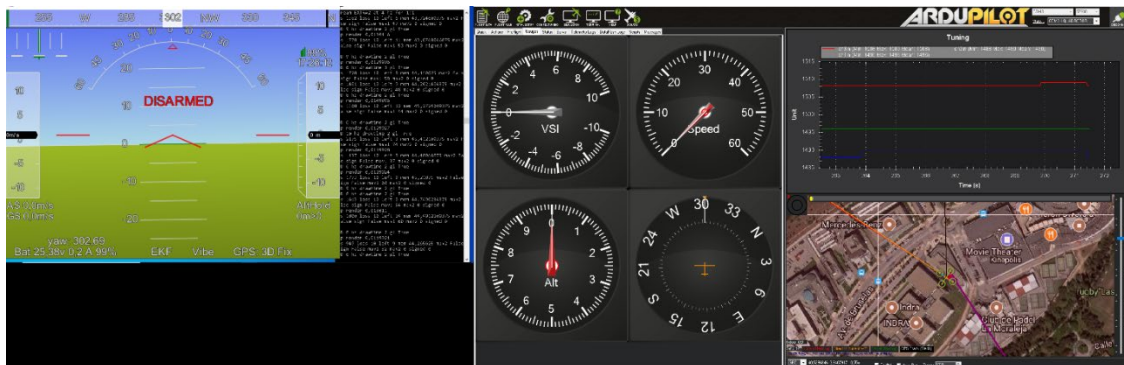


Figura 34. Captura de pantalla del programa Ardupilot.

Esta conexión se lleva a cabo mediante dos módulos de conexión bidireccional. Uno de los módulos se encuentra embarcado en el equipo y el otro módulo conectado a la estación de tierra. Ver apartado 2.4.3. Módem USB por radiofrecuencia

Para aumentar la calidad de recepción, Aerotoools ha diseñado una antena dipolo (Figura 55), que sustituye a una de las antenas que por defecto trae el módem. Se consigue así un 100% de comunicación a más de 500 metros.



Figura 35. Vista en detalle de la antena dipolo.

3.4.3. Conexión de vídeo

Para que el piloto al mando pueda tener una vista previa, en tiempo real, o que pueda ver lo que está grabando en ese instante la cámara, necesitamos un sistema de transmisión de vídeo que proporcione una conexión entre la aeronave y la estación de tierra.

Las pruebas realizadas con transmisores de video digital HD no ofrecen la estabilidad y fiabilidad que se requiere en determinadas operaciones, ya que se observan pérdidas completas de señal de forma aleatoria y en espacios abiertos, ofreciendo un alcance limitado, además de añadir peso extra a todo el conjunto. AL tratarse de operaciones industriales donde la transmisión de imagen en tiempo real no exige de una calidad HD, se opta por montar transmisores analógicos y dejar preparada la configuración para admitir transmisores digitales si alguna operación concreta lo requiere.

El dispositivo de transmisión de vídeo integrado (Figura 56) tiene una frecuencia de funcionamiento que se encuentra en la parte abierta del espectro electromagnético; y a la vez proporciona una calidad de vídeo que permite el visionado en tiempo real con calidad suficiente. Las tomas de video se almacenan en HD en la tarjeta de memoria de los sistemas embarcados, por lo que en el procesamiento y tratamiento de los datos se puede trabajar con la máxima calidad de las imágenes capturadas.

| | |
|--------------------------------------|---------------------------|
| Modelo | Immersion RC |
| Frecuencia de funcionamiento | 5.8 GHz |
| Distancia máx. de transmisión | 2 Km con antenas normales |
| Resolución de vídeo | 640 x 480 |
| Formatos de vídeo | PAL y NTSC |



Figura 36. Transmisor de vídeo Immersion RC

3.4.4. Comunicaciones wifi

Este tipo de comunicaciones se usan puntualmente para conectar la estación de tierra con una red wifi existente o generada por el operador para conectar diferentes dispositivos. Se ha preparado el sistema para aceptar este tipo de conexión para la transmisión de datos o imágenes.

3.4.5. Comunicaciones con tecnología de telefonía móvil

Como se explica en el punto 2.4.4. COMUNICACIÓN 4G LTE, este tipo de comunicaciones son muy interesantes debido a la continua mejora en la tecnología de telefonía móvil. Estas comunicaciones son cada vez más potentes, estables, rápidas, con menos latencia, el flujo de datos es cada vez más grande, etc.

La tecnología 4G actual, permite tener las tres comunicaciones actuales unidas en una sola. El control, el vídeo y los datos, para los que normalmente usamos tres medios de comunicación independientes, pasan a ser uno solo.

4. Sistemas embarcados

4.1. Conector multidispositivo

Este conector es un componente muy importante para los sistemas a embarcar en el proyecto SORUS. Como su nombre indica, se trata de un conector que permite tener un punto de anclaje al dron de diferentes dispositivos. Principalmente se van a anclar soportes de cámara, también llamados gimbal, que pueden ser muy diferentes dependiendo de las cámaras que porte cada uno. Además de estos soportes de cámara, se podrán anclar a este conector, multitud de sensores diferentes, como distanciómetros, Lidar 360, paracaídas, cámaras sin gimbal, etc.

El conector multidispositivo (Figura 57) se ha diseñado específicamente para aeronaves como el Prototipo Inicial, con el objetivo de disponer de un sistema rápido de conexión de los diferentes sistemas en posición ventral (hacia abajo) o superior (hacia arriba). Tanto las piezas de unión como el conexionado electrónico han sido diseñados y fabricados por Aerotoools.

La aeronave porta una pieza que denominamos conector hembra, que consta de una cola de milano hueca donde va insertado un conector de 15 pines, modelo D B15 estándar hembra de tres filas de pines. En los dispositivos que se pueden embarcar, se monta una pieza denominada conector macho, que está formada por la pieza que encaja en la cola de milano de la hembra. Esta pieza macho tiene insertada la otra parte del conector D B15 (conector macho) y el conexionado de los pines a los componentes electrónicos del dispositivo.

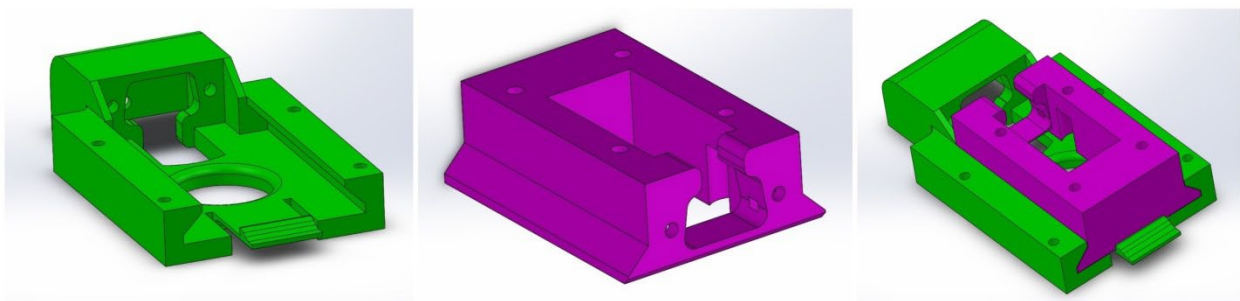


Figura 37. Vista en detalle del diseño en 3D del conector multidispositivo.

La distribución de los pines se ha realizado de manera que todos los dispositivos utilicen los mismos pines para las mismas funcionalidades o funcionalidades parecidas, de tal forma que siempre pasen el mismo tipo de señales por los mismos pines del conector, para que no exista la posibilidad de generar problemas eléctricos o electrónicos en el dron o el dispositivo.

A continuación, se puede observar la caja de pines (Figura 58), así como su interior (Figura 59)

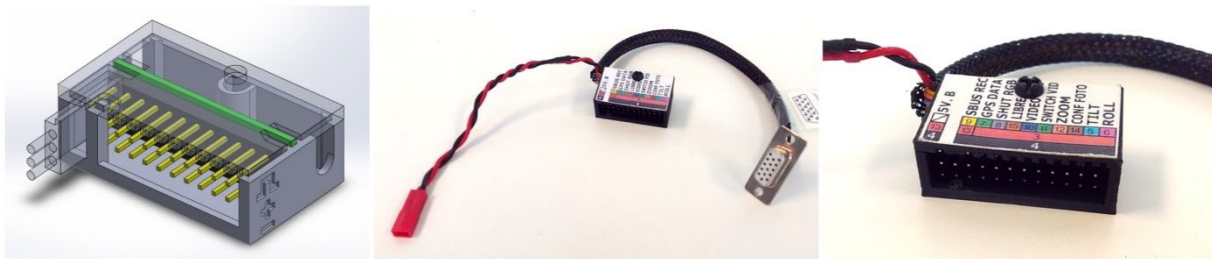


Figura 38. Caja de pines

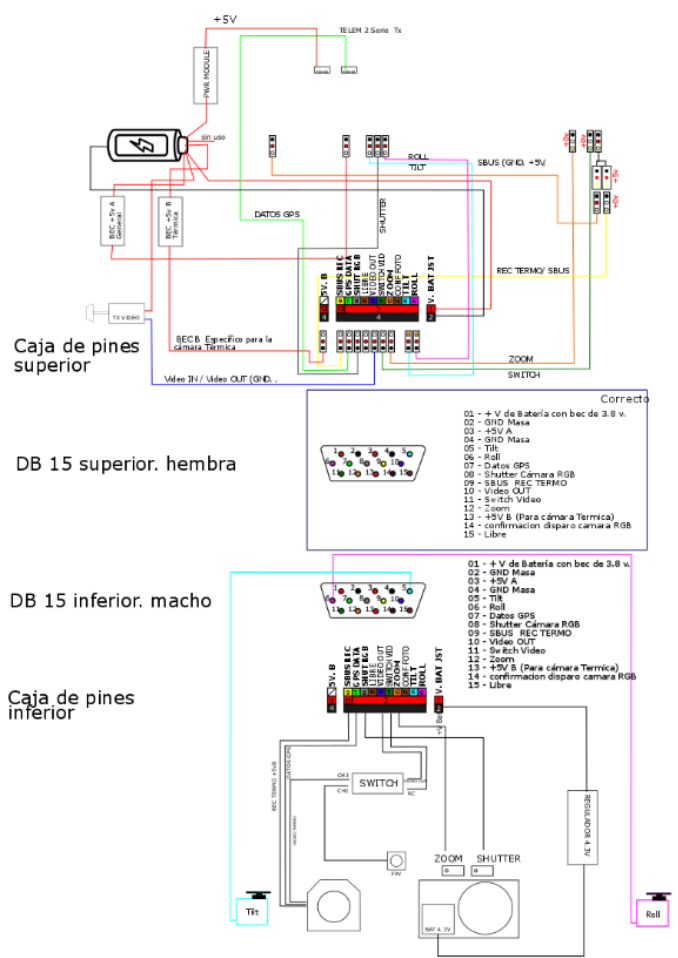


Figura 39. Interior de la caja de pines.

El Prototipo Inicial dispondrá de dos unidades de este conector, uno en su parte inferior (ventral) y otro en su parte superior (Figura 60, Figura 61, Figura 62).

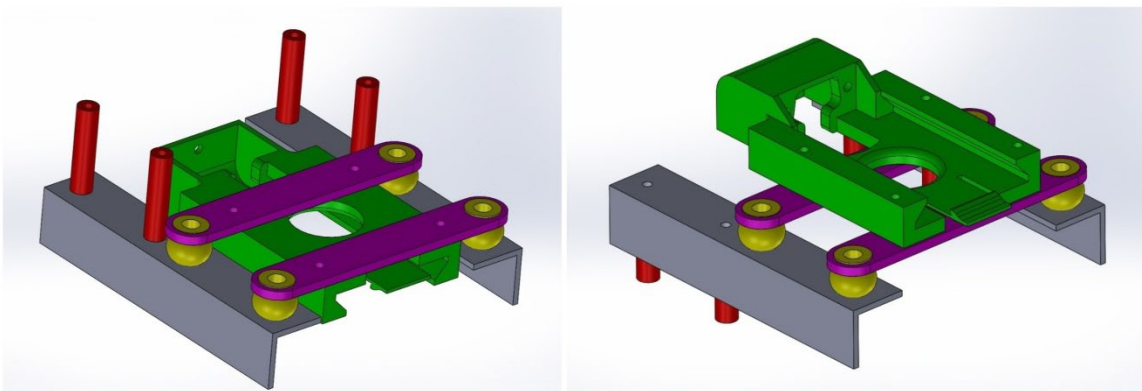


Figura 40. Vista en detalle del diseño en 3D del conector inferior y superior.

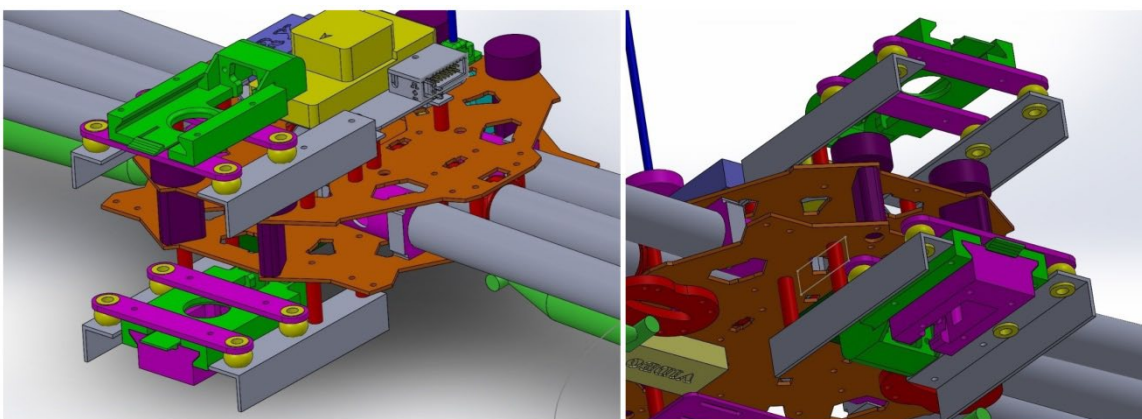


Figura 41. Vista en detalle del diseño en 3D del conector inferior y superior, embarcados en la aeronave.



Figura 42. Conector inferior y superior embarcado en la aeronav.

4.2. Gimbals

Se dispone de diferentes gimbals o soportes de cámara o sistemas embarcados, diseñados, probados, optimizados y fabricados para atender las necesidades de las diferentes operaciones a llevar a cabo en el proyecto.

Las funcionalidades de cada gimbal están adaptadas a la aplicación concreta:

- Se dispone de gimbal en formato DUO, embarcando de forma simultánea dos cámaras en diferentes configuraciones: TÉRMICA + RGB, MULTIESPECTRAL + TÉRMICA...
- Se dispone de gimbal específico para cámara térmica individual.
- Se dispone de gimbal brushless para aplicaciones donde la calidad y estabilidad de la imagen es un requisito.
- Se ha desarrollado un conector intermedio que permite utilizar los gimbals tanto en posición inferior como superior.

4.2.1. Soporte de cámara intercambiable superior – inferior 360º

Diseño de un gimbal multiposición y giratorio en 360º (Figura 63), lo que permite trabajar tanto en la posición inferior (por debajo del dron) como superior (por encima del dron). Actualmente se monta embarcando cámara Z-Cam o Lumix 4K.



Figura 43. Diseño en 3D, posición inferior y posición superior del gimbal multiposición.

Para poder acoplar este gimbal en la aeronave, se ha diseñado una pieza específica de soporte (Figura 64):

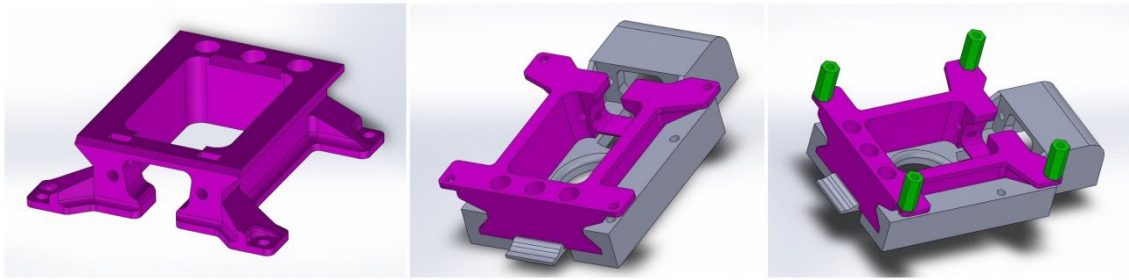


Figura 44. Diseño en 3D de la pieza específica de soporte para gimbal multiposición.



Figura 45. Pieza específica de soporte para gimbal multiposición embarcada en la aeronave.

4.2.2. Soporte de cámara intercambiable superior - inferior

Diseño de un gimbal multicámara, que permite embarcar simultáneamente una cámara RGB (Sony RX 100) + térmica (Flir Tau2) (Figura 66):



Figura 46. Diseño en 3D, posición inferior y posición superior del gimbal multicámara.

4.2.3. Soporte de cámara: para cámara RGB + Térmica.

- Gimbal equilibrado con motores brushless (Figura 67)

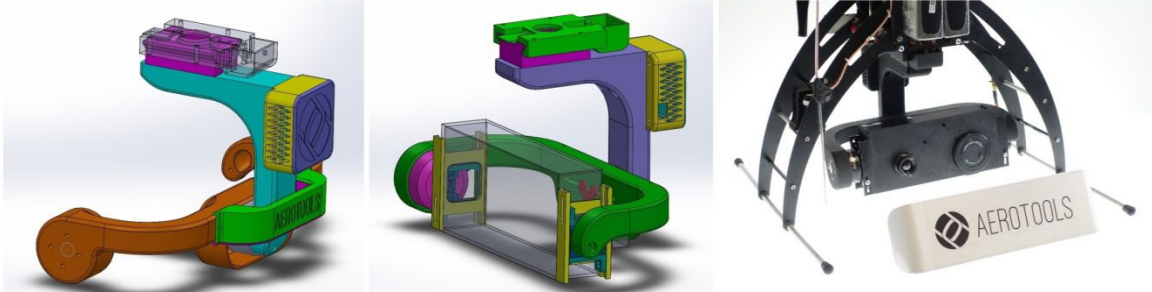


Figura 47. Diseño en 3D del gimbal equilibrado con motores brushless y embarcado en la aeronave.

- Gimbal equilibrado con servomotores (Figura 68)



Figura 48. Diseño 3D del gimbal equilibrado con servomotores y embarcado en la aeronave.

4.2.4. Soporte de cámara: para cámara Multiespectral + Térmica.

- Gimbal para cámara multiespectral (Micasense) y cámara térmica (Figura 69)

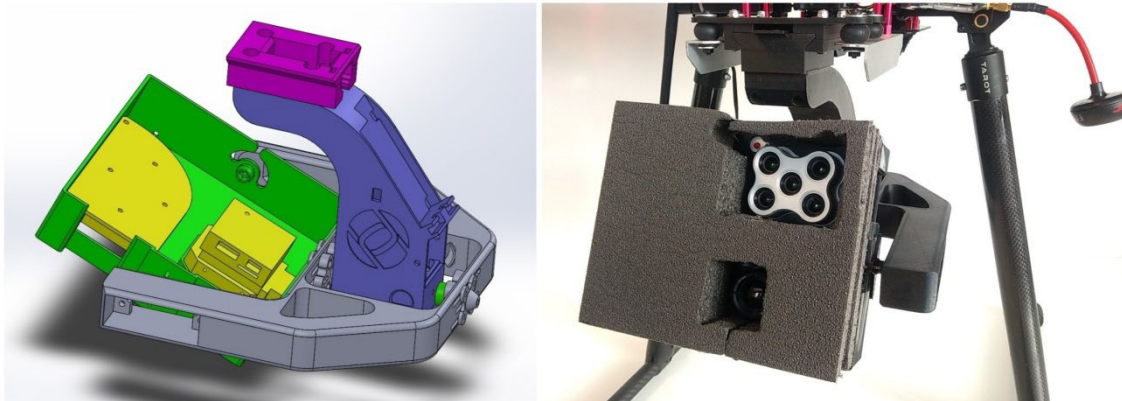


Figura 49. Diseño 3D del gimbal para cámara multiespectral + térmica y embarcado en la aeronave.

- Para poder acoplar este gimbal en la aeronave, se ha diseñado un conector universal, que consta de dos piezas (Figura 70 y Figura 71)

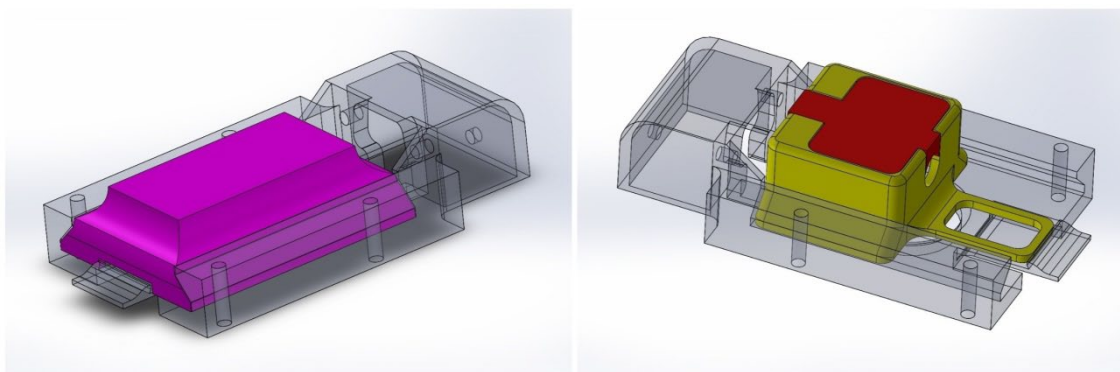


Figura 50. Diseño 3D de las piezas del conector universal.

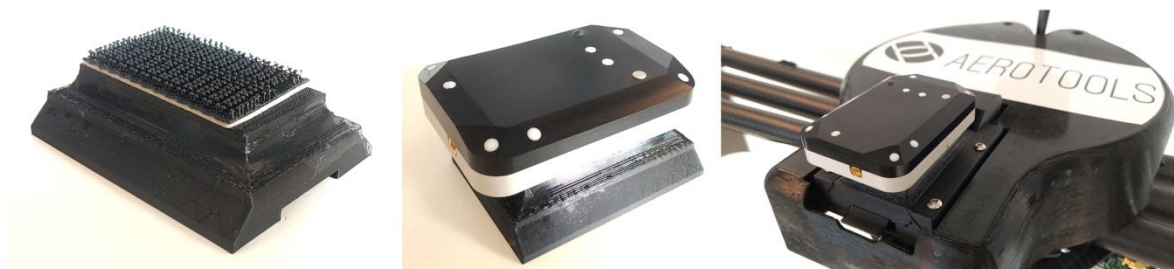


Figura 51. Conector universal embarcado en la aeronave.

4.2.4. Soporte de cámara: para cámara Térmica.

Para embarcar una cámara térmica (Flir Tau2) se ha diseñado el siguiente gimbal (Figura 72):



Figura 52. Diseño 3D gimbal cámara térmica y embarcado en la aeronave.

5. Modos de vuelo

Para completar la descripción y posibilidades del Prototipo Inicial, se incluye una referencia a los Modos de Vuelo disponibles, un aspecto relevante para iniciar las operaciones de prueba a la mayor brevedad.

La estación de pilotaje está configurada en el modo 2 de manera predeterminada, por lo que el comportamiento del equipo en el momento de proceder a su pilotaje será el siguiente:

- Al mover la palanca izquierda hacia arriba y abajo, cambiará la elevación del equipo. Hacia arriba ascenderá y hacia abajo descenderá.
- Cuando las dos palancas estén centradas el equipo volará en modo estacionario.
- Al mover la palanca izquierda hacia la izquierda o hacia la derecha, se controlará el timón y la rotación del equipo.
- Al mover la palanca derecha hacia arriba o hacia abajo, el equipo avanzará hacia delante o hacia atrás.
- Al mover la palanca de control derecha hacia la izquierda o hacia la derecha, el equipo alabeará a izquierda o a derecha.

El equipo puede ser pilotado mediante cinco modos de vuelo seleccionables a través de dos interruptores con los que cuenta la estación de pilotaje:

- **Modo Loiter:** El modo Loiter permite a la aeronave mantener la posición que tenía el equipo tras haber realizado el último movimiento en los mandos de control. Es el modo principal de vuelo. El equipo mantiene su posición gracias a los sensores internos de que dispone la placa de vuelo, como son el GPS tipo GNSS para mantener la posición en longitud y latitud y el barómetro, para mantener la posición en altura. Aunque a veces, como hemos explicado en apartados anteriores, el control de altura se puede realizar con un sensor de distancia, ya sea de ultrasonidos, de infrarrojos o láser.

El piloto tiene control total sobre la aeronave, cualquier movimiento de los mandos de control serán reproducidos por la aeronave en vuelo, pero siempre que soltemos los mandos del mando o estación de control el equipo se quedará quieto en el aire. El modo Loiter incorpora ciertas limitaciones de velocidad y de actitud, que hacen que el control de la aeronave sea muy sencillo. Este es el modo de control, realizado por el piloto, más seguro.

- **Modo Alt Hold:** este modo de vuelo hace que mantenga la altura constante desde el momento que dejamos de manejar la palanca de control de altura, pero no mantiene la posición en el plano horizontal (no mantiene longitud ni latitud). Es un modo estabilizado sin asistencia GNSS pero con control de altura. La respuesta de control en este modo es menos suave que cuando volamos en modo Loiter.
- **Modo Auto:** el sistema ejecuta la programación de vuelo de forma automática que previamente hayamos cargado (Figura 73). Los planes de vuelo se pueden realizar de forma manual directamente sobre un plano, o usando la plataforma de software ATOM, que permite realizar planificaciones de forma automatizada.

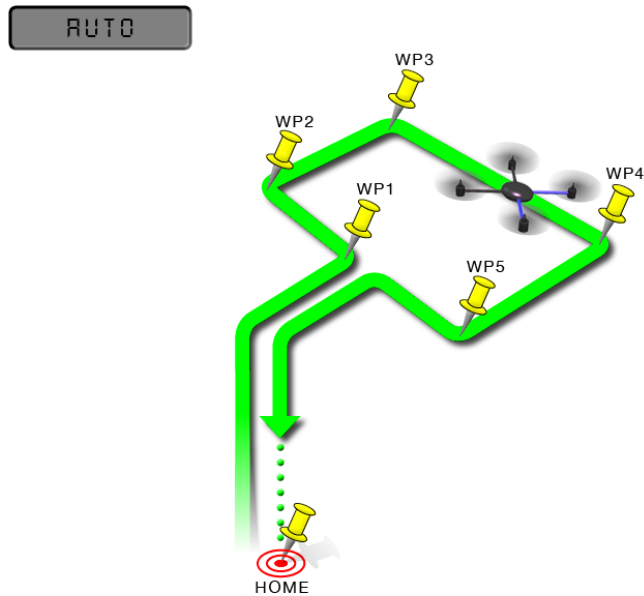


Figura 53. Ejemplo de ruta de vuelo de aeronave en modo auto.

- **Modo Alt Hold Super Simple:** es similar al modo Alt Hold, salvo que la orientación de la aeronave pasa a ser "Sin Cabeza", permitiendo que, independientemente de la orientación de la proa del aparato, éste responderá al mando en relación a nuestra posición. Por tanto, el aparato responderá siempre como si estuviera mostrándonos la popa. Este modo de vuelo permite al piloto centrarse en el trabajo que está haciendo y no preocuparse de cómo está la aeronave (Figura 74).

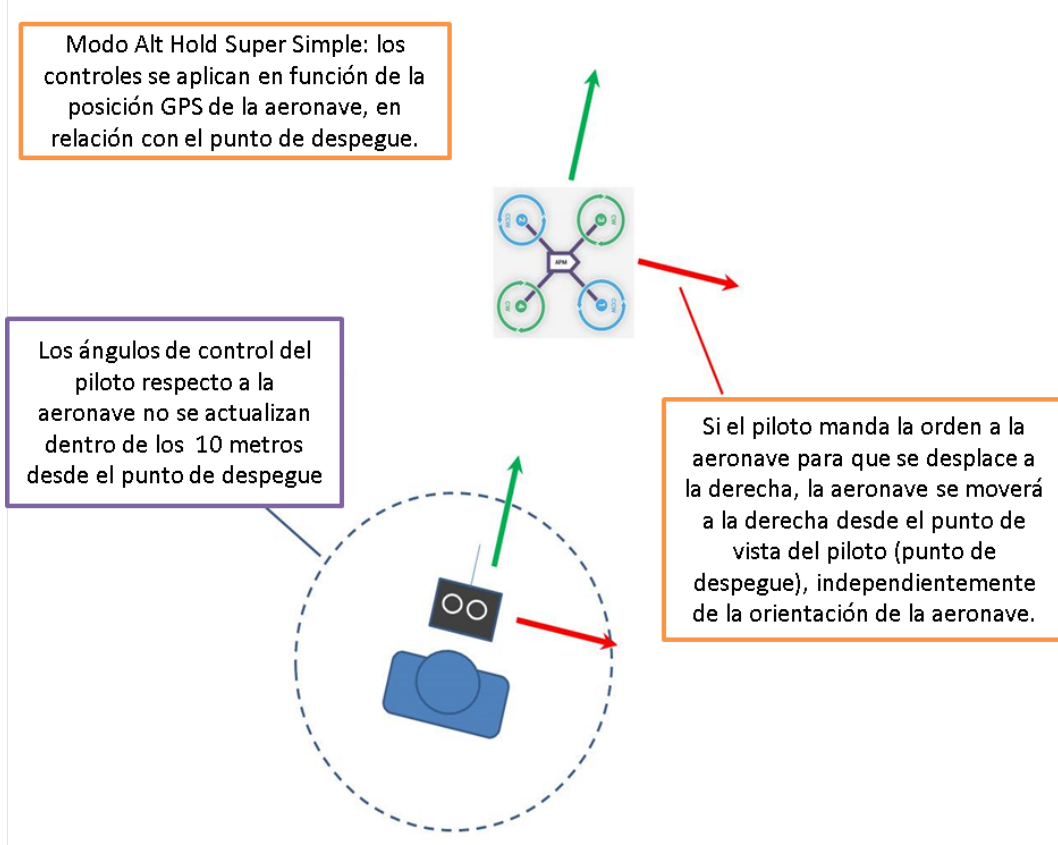


Figura 54. Funcionamiento del modo de vuelo Alt Hold Super Simple

- **Modo RTL:** se trata de una orden de retorno a casa. Cuando se activa este modo de vuelo, el aparato realizará una ruta directa de vuelta a casa y aterrizará. Tras el aterrizaje desarmará los motores. Para evitar que durante la vuelta a casa se encuentre con algún obstáculo, debemos de modificar un parámetro de vuelo que es la altura de vuelta a casa, el equipo no empezará a volver en línea recta hasta el punto de vuelta a casa hasta que haya alcanzado la altura sobre el punto de despegue que le hayamos marcado. Elegiremos una altura de vuelta a casa suficiente para que el equipo pase por encima de cualquier obstáculo que pueda haber en su trayectoria de vuelta (Figura 75)

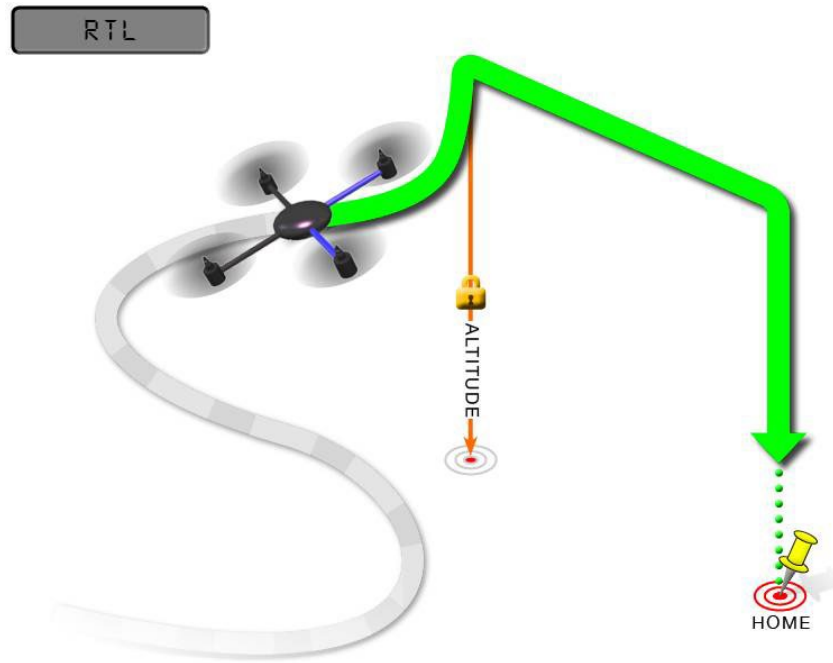


Figura 55. Funcionamiento del modo de vuelo RTL

GLOSARIO DE TÉRMINOS

BVLOS (*Beyond Visual Line of Sight*): operación más allá del alcance visual del piloto, es decir, operación que se realiza sin contacto visual directo con la aeronave pilotada por control remoto.

GLONASS (*Global'naya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema*): sistema global de navegación por satélite, desarrollado por la Unión Soviética, que constituye el homólogo del GPS estadounidense y del Galileo europeo.

GNSS (*Global Navigation Satellite System*): sistema global de navegación por satélite.

GPS (*Global Positioning System*): sistema de posicionamiento global.

GCS (*Ground Control Station*): estación de control de tierra

LIDAR (*Light Detection and Ranging o Laser Imaging Detection and Ranging*): dispositivo que permite determinar la distancia desde un emisor láser a un objeto o superficie utilizando un haz láser pulsado.

PWM (*Pulse-width modulation*): modulación por ancho de pulsos.

RGB (*Red, Green, Blue*): la composición del color en términos de la intensidad de los colores primarios de la luz. Forma actual de definir una cámara de fotos que captura el espectro visible de la luz

RPA (*Remotely Piloted Aircraft System*): Sistema de pilotaje por control remoto de aeronave pilotada

Referencias

| | |
|--|--|
| | |
| | |
| | |
| | |
| | |
| | |
| | |
| | |