TecnOlivo. Entregable 2.3: Informe de diseño, desarrollo y testeo del sistema de control de la plataforma aérea. Descripción del plan de testeo y resultados.

v 1
Emisor: **INTA**
Fecha: **16 de noviembre de 2020**

Interreg
España - Portugal
UNIÓN EUROPEA
UNIÃO EUROPEIA

Entregable 2.3: Informe de diseño, desarrollo y testeo del sistema de control de la plataforma aérea. Descripción del plan de testeo y resultados.

Índice

0. Introducción 1

Índice 2

1. Descripción de la plataforma aérea utilizada 1

1.1 Descripción general 1

1.2 Imágenes 2

1.3 Componentes y equipos 4

1.4 Pesos 5

1.5 Piloto automático y sistema de navegación 5

1.6 Sistema de alimentación 6

1.7 Capacidad de las baterías 7

1.8 Sistema de propulsión 7

1.9 Enlace de radio 8

1.10 Carga de pago 8

1.11 Sistema de terminación de vuelo 10

1.12 Estación de control 10

2. ACTUACIONES Y LIMITACIONES DEL VEHÍCULO AÉREO 12

2.1 Alcance y autonomía 12

2.2 Altitud máxima de vuelo 12

2.3 Velocidad normal y máxima de operación 12

2.4 Velocidad normal y máxima de ascenso 12

2.5 Velocidad normal y máxima de descenso 12
2.6 Limitaciones....12
3. COMUNICACIONES 13
3.1 Comunicaciones radio con ATC....13
3.2 Comunicaciones entre piloto y otro personal....13
4. PLAN DE ENSAYOS EN VUELO 14
4.1 Método y condiciones de ensayo 14
4.2 Descripción de la operación regular....14
4.2.1 Perfil de vuelo de la operación regular (1) 15
4.2.2 Coordenadas (1)....15
4.2.3 Perfil de altura (1)....16
4.2.4 Perfil de vuelo de la operación regular (2) 17
4.2.5 Coordenadas (2)....17
4.2.6 Perfil de altura (2)....18
4.2.7 Situaciones anormales o de emergencia18
4.2.7.1 Fallo del sistema automático del control de vuelo 18
4.2.7.2 Pérdida del radioenlace de mando y control 18
4.2.7.3 Pérdida posicional o de orientación de la aeronave....19
4.2.7.4 Condiciones inadecuadas para el aterrizaje 19
4.2.7.5 Batería demasiado baja 19
4.2.7.6 Terminación inmediata del vuelo 19
5. Instalaciones del campo de ensayos del CEDEA 20

1. Descripción de la plataforma aérea utilizada

El RPA elegido para llevar a cabo los diferentes ensayos ha sido la X-PROP de la empresa SCR.

1.1 Descripción general

El X-PROP ha sido diseñado y fabricado utilizando componentes de altas especiaciones y siguiendo estrictos controles de calidad. El resultado es un UAV de gran fiabilidad, robustez y elevadas prestaciones, permitiéndole operar en condiciones ambientales adversas.

Su sistema de gestión electrónica incrementa su autonomía de vuelo y facilidad de mantenimiento.

El control de operación del X-Prop es realizado desde una Tablet PC, operando tanto en modo manual como en vuelos automáticos. El sistema permite la integración de una amplia gama de cargas de pago convirtiendo al X-Prop en un multi-rotor muy versátil para uso profesional.

Los principales datos técnicos de dicha plataforma se recogen en la siguiente tabla:

Tabla 1: Datos técnicos

DATOS TÉCNICOS	
Dimensiones	Ø 1.500 mm Alt: 500 mm
MTOW	6 kg
Carga de pago	2 kg
Motor	4 motores eléctricos trifásicos
Velocidad de crucero	15 km/h
Velocidad máxima	20 km/h
Alcance	10 km (*)
Autonomía	40 min (*)
Techo	900 m
Opcionales	Sistema de recuperación de emergencia-paracaídas

(*) En función de configuración

- Fabricante: SCR Sistemas de Control Remoto
- Tipo: XPROP
- Variante: D1
- Categoría de aeronavegabilidad: UAV < 25kg
- Motor: T-Motor U8 Pro K170
- Hélices: sistema de hélice bipala de dimensiones 24”x8”
- Carga de pago: Zenmuse Z3
- Piloto automático embarcado: DJI A3
- Estación de control: formada por Tablet PC con DJI GO APP y Lightbridge 2
- Emisora sobre comando manual DJI Remote Controller

1.2 Imágenes

Figura 1: Vista frontal XPROP

Figura 2: Vista lateral XPROP

Figura 3: Vista en planta XPROP

1.3 Componentes y equipos

- 4 tubos de carbono para estructura en X
- 4 patas de carbono
- Placa inferior de carbono
- Placa superior de carbono
- 12 separadores de aluminio
- Chasis protector
- Tapa superior
- Tornillería
- Cableado
- Batería
- 4 Motores
- 4 Hélices
- 4 Variadores
- Servo paracaídas
- Paracaídas
- Autopiloto (IMU integrada)
- 3 antenas GPS
- 2 IMU independientes
- Transmisor de radiofrecuencia
- Luces de posición
- Cámara y gimbal de la cámara
- Mando de control
- Antenas de radioenlace

1.4 Pesos

Los pesos del sistema se detallan en la siguiente tabla:

Tabla 2: Pesos de la plataforma

Configuración	Pesos (g)
Peso en vacío	4900
Carga de pago (Cámara)	300
Baterías	3600
MTOW	9000

1.5 Piloto automático y sistema de navegación

El piloto automático embarcado en la aeronave es el A3, fabricado por DJI. El A3 se comunica con la estación de control y presenta los datos de telemetría haciendo uso del software DJI GO APP en el ordenador del piloto. El software DJI GO APP además de presentar la telemetría de la aeronave, permite comandar al A3. Por otra parte, el sistema cuenta con una serie de alarmas que facilitan la operación al piloto.

Las especificaciones de la A3 son:

Generales

Peso	386g
Consumo de potencia	16W
Tamaño de la controladora	64mmx42mmx19,5mm
Tamaño PMU	51mmx34mmx13,5mm
Tamaño External IMU	34mmx26,5mmx20mm
Tamaño GPS-Compass Pro	61mm (diámetro)x13mm
Tamaño LED	27mmx27mmx8mm
Temperatura de operación	-10ºC a +45ºC

Rendimiento de vuelo

Máxima resistencia al viento	<10m/s

Máxima velocidad angular de guiñada	150º/s
Máximo ángulo de cabeceo	35º
Máxima velocidad de ascenso	5m/s
Máxima velocidad de descenso	4m/s
Vuelo manteniendo la posición	
Precisión vertical	0,5m
Precisión horizontal	1,5m

Los modos de vuelo disponibles son:

- P-mode (Positioning): El posicionamiento de la aeronave se realiza gracias al GPS.
- Atti mode/A-mode (Attitude): El posicionamiento se realiza gracias al barómetro, por lo que solo se controla la altura.
- Manual mode: No se realiza ni posicionamiento por GPS ni por barómetro. Se recomienda usar solo este modo en caso de emergencia.
- Course Lock: Se bloqueará la dirección actual de avance. La aeronave solo se moverá en la dirección bloqueada independientemente de su orientación (ángulo de guiñada).
- Auto takeoff: La aeronave realiza el despegue automáticamente
- Auto landing: La aeronave realiza el aterrizaje automáticamente
- Point of interest (POI): La aeronave orbita alrededor de un punto
- Waypoints: La aeronave ejecuta un plan de vuelo punto a punto
- Return to Home: La aeronave volverá al lugar marcado como Home. Este modo se puede activar manualmente o debido a algún tipo de alerta (batería baja, pérdida de comunicaciones…)

1.6 Sistema de alimentación

Sistema de alimentación eléctrico, constituido por una batería de Polímero de Litio (Li-Po).

Dicha batería alimentará tanto la planta motora como la electrónica de abordo y la carga de pago del sistema.

1.7 Capacidad de las baterías

Tabla 3: Capacidad de las baterías

Capacidad de las baterías	
Capacidad	12000 mAh
Número de celdas	6S
Tensión nominal	22,2 V
Pico de descarga	20C (240 A)

1.8 Sistema de propulsión

El sistema de propulsión consiste en cuatro motores eléctrico tipo "*brushless*" (sin escobillas) y configuración "*outrunner*". Cada uno de los motores hace que gire una hélice propulsora de 24x8'' y está controlado por un variador o ESC ("*Electronic Speed Controller*").

Potencia del sistema: 440 W

- Fabricante: T-Motor
- Modelo: U8 Pro

Figura 4: Motor T-Motor U8 Pro

Tabla 4: Especificaciones técnicas Motor T-Motor U8 Pro

Especificaciones técnicas T-Motor U8 Pro	
RPM/V	170 RMP/V
Corriente sin carga	1,1 A
Corriente máxima	35A
Dimensiones (Ø x L)	86,8x26,5 mm
Peso	239 g

1.9 Enlace de radio

- Fabricante: DJI
- Modelo: Lightbridge 2
- Potencia de salida: de 10 mW a 1 W
- Rango de frecuencias: de 902 a 5825 MHz
- Rango de alcance: hasta 5 km
- Dimensiones: 68mm x 48mm x 21mm
- Peso: 70 gramos
- Sistema de mando y control: el control se realiza a través del software DJI GO APP instalado en el ordenador portátil del piloto. Toda la información que se muestra en DJI GO APP proviene del DJI A3. De esta manera el operador puede estar seguro de que la información que se dibuja en la pantalla es la información que está siendo usada en cada instante para navegación y control.

1.10 Carga de pago

Como carga de pago se monta la cámara Zenmuse Z3 (Fabricante: DJI).

Figura 5: DJI Zenmuse Z3

Tabla 5: Especificaciones Zenmuse Z3

Especificaciones técnicas Zenmuse Z3	
Dimensiones	105×115×85 mm
Peso	262 g
Gimbal	Gimbal
Rango angular de vibraciones	±0.02°
Montura	Desmontable
Rango controllable	Tilt: +30° to -90°, Pan: ±320°
Rango mecánico	Tilt: +50° to -140°, Pan: ±330°, Roll: +90° to -50°
Máxima velocidad	Tilt: 120°/s, Pan: 180°/s
Sensor	CMOS, 1/2.3" Max Pixels: 12.76 M, Effective Pixels: 12.4M
Lente	3.5x Optical Zoom, 22 - 77mm Equivalent
Resolución fotografías	4:3, 4000×3000, 16:9, 4000×2250
Resolución videos	UHD: 4K (4096×2160) 24/25p 4K (3840×2160) 24/25/30p 2.7K (2704×1520) 24/25/30p FHD: 1920×1080 24/25/30/48/50/60p
Calidad fotografías	Extrafino
Calidad del video	Extrafino

Formato fotografías	JPEG, DNG, JPEG+DNG
Formato videos	MOV, MP4
Función de reparación del video	Soportado
Modos de funcionamiento	Capturar, grabar y reproducir
Modos de fotografía fija	Single shot, Burst shooting: 3/5/7 frames, Auto Exposure Bracketing (AEB): 3/5 bracketed frames at 0.7EV bias, Timelapse
Modos de exposición	Auto, Manual, Shutter
Compensación de exposición	±3.0 (1/3 incrementos)
Modo de medición	Medición ponderada central, Medición promedio, medición puntual
AE Lock	Soportado
Velocidad de obturador electrónico	8-1/8000s
Balance de blancos	Auto, Sunny, Cloudy, Incandescent, Neon, Custom (2000K - 10000K)
ISO	100 - 3200 (Video)
Subtítulos de video	Soportado
Contra parpadeo	Auto, 50 Hz, 60 Hz
PAL / NTSC	Soportado
Tarjeta de memoria	Micro SD (SD / SDHC / SDXC) Max. Capacidad: 64 GB, Class 10 or UHS-1
Sistema de archivos	FAT32 (≤ 32 GB) exFAT (> 32 GB)
Puerto USB	USB 2.0 Host/ Device
Temperatura de Operación	14 to 104°F (-10 to 40°C)

1.11 Sistema de terminación de vuelo

- Sistema de aterrizaje: la aeronave viene equipada con un tren de aterrizaje.
- Al perderse el radioenlace entre estación de tierra y la aeronave, esta regresa al punto de inicio. Antes del vuelo, puede configurarse desde la estación de tierra si, al darse este caso, se realiza el aterrizaje o si la plataforma continúa orbitando alrededor de dicho punto.

1.12 Estación de control

La estación de control está formada por:

- Lightbridge 2 receiver: Es el hardware en tierra que se comunica con el hardware embarcado (Lightbridge 2). Fabricante: DJI
- DJI GO APP, software que permite interactuar con la plataforma. Fabricante: DJI.
- Tablet/Portátil donde está instalado el software DJI GO APP.

- Emisora de comando manual: DJI Remote Controller.

La DJI GO APP permite al piloto conocer en todo momento la actitud, velocidad, altura, posición, nivel de baterías, estado de los sensores de la plataforma, etc. además de comandar la plataforma.

2. ACTUACIONES Y LIMITACIONES DEL VEHÍCULO AÉREO

2.1 Alcance y autonomía

- Alcance:
  - Operacional: 500 m (según la normativa aplicable en España).
  - Real: 3 km (según configuración de operación).
- Autonomía: 24 min.

2.2 Altitud máxima de vuelo

- Altura máxima:
  - Operacional: Altura máxima sobre el terreno no mayor de 120 m (según la normativa aplicable en España).
  - Techo de la aeronave: 3000 m.

2.3 Velocidad normal y máxima de operación

- Velocidad de crucero: 18 km/h (5 m/s)
- Velocidad máxima: 32,5 km/h (9 m/s)

2.4 Velocidad normal y máxima de ascenso

- Velocidad de ascenso: 2,5 m/s
- Velocidad máxima de ascenso: 5 m/s

2.5 Velocidad normal y máxima de descenso

- Velocidad de descenso: 1,5 m/s
- Velocidad máxima de descenso: 3 m/s

2.6 Limitaciones

- Velocidad de viento: 9 km/h
- Temperaturas de operación: 0 a 45ºC

3. COMUNICACIONES

3.1 Comunicaciones radio con ATC

El equipo de operaciones contará con una radio en banda aérea para mantenerse a la escucha de forma continua de las posibles indicaciones del ATC más cercano, y en caso de ser necesario, establecer comunicación con dicho ATC.

3.2 Comunicaciones entre piloto y otro personal

La comunicación será oral entre las personas del equipo de operaciones. En los casos en los que haya dificultad o riesgo de no comunicación, se utilizarían dispositivos de comunicación por radio (ej: “walkie-talkie”) para garantizar la comunicación interna entre ellos. El dispositivo del piloto incluiría conjunto auricular-micrófono para poder comunicarse sin usar las manos.

4. PLAN DE ENSAYOS EN VUELO

4.1 Método y condiciones de ensayo

El plan consta de dos ensayos en vuelo, el primero de verificación de sistema y optimización del plan de vuelo de cara a demostración de capacidades.

El segundo ensayo en vuelo partirá del plan de vuelo optimizado

El ensayo se realizará siguiendo los procedimientos de ensayos en vuelo aprobados, los cuales incluyen los procedimientos pre-vuelo y operacionales.

Las condiciones de ensayo deberán ser las marcadas dentro de los límites operativos de la aeronave, descrito en el apartado 2.

Las condiciones generales meteorológicas a tener en cuenta son sin lluvia, sin niebla, sin precipitación alguna y con cielo despejado (techo de nubes por encima de la altitud a la que se vaya a operar).

Como condiciones específicas además se establece que no haya ninguna fuente de emisión cercana en las frecuencias señaladas: 900 Mhz y 4,8 Ghz.

4.2 Descripción de la operación regular

La operación consistió en varios vuelos con el objetivo de realizar las pruebas pertinentes del sistema. Estas pruebas incluyeron el correcto funcionamiento tanto del vehículo como de la estación de tierra y las comunicaciones.

Los vuelos se llevaron a cabo en las instalaciones del Centro de Experimentación de El Arenosillo (CEDEA) perteneciente al Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA), alejado de núcleos urbanos y de reuniones de personas al aire libre, de forma que no se comprometió en ningún caso la seguridad de las aeronaves ni de los bienes o personas en tierra durante las operaciones y cumpliendo con la normativa vigente en todos los casos. Los vuelos se realizaron siempre en línea de vista del piloto (VLOS) siempre a menos de 500 metros de la zona de operación. Además, los vuelos se realizaron en espacio aéreo segregado.

Los vuelos tuvieron tres etapas: ascensión, crucero y aterrizaje. El RPAS despegó y aterrizó en el mismo punto (BASE), punto en el que se encuentra la estación base y el operador del RPAS.

Tras la etapa de ascensión, el RPAS mantuvo su altitud sobre el terreno (AGL) a 20 metros y alcanzó una velocidad de crucero de 3m/s de media. Durante la etapa de ascensión tuvo una tasa de ascenso media de 2 m/s. Durante la etapa de aterrizaje tuvo una velocidad de descenso media de 1,5 m/s.

4.2.1 Perfil de vuelo de la operación regular (1)

La Figura 6 muestra los puntos de paso durante la operación (1). El recorrido total de la operación fue de 1100m y su duración total de 6 minutos.

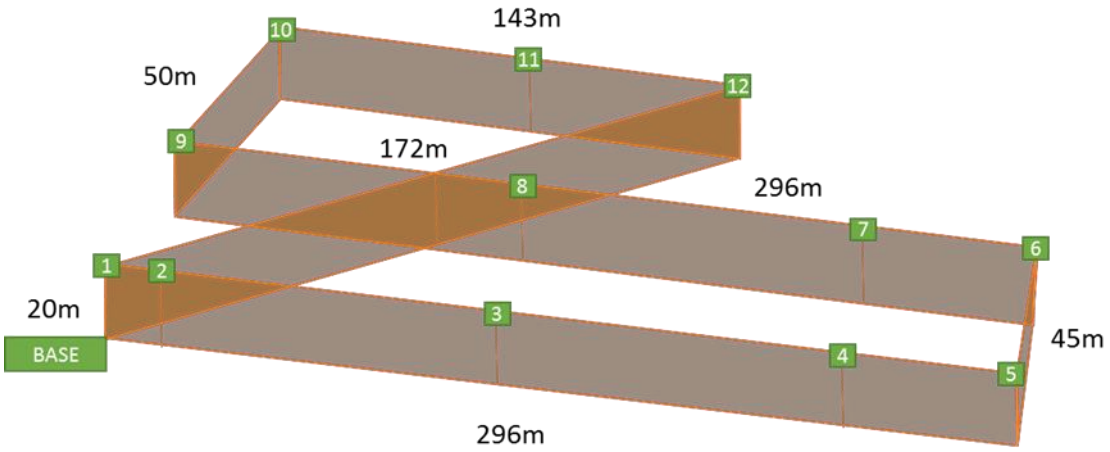

Figura 6: Coordenadas de paso del vuelo previsto durante la operación (1)

4.2.2 Coordenadas (1)

La Tabla 6 muestra la relación de puntos que incluye el plan de vuelo y altitud sobre el terreno (AGL).

Tabla 6: Relación de puntos GPS incluidos en el plan de vuelo de la operación (1)

Identificador	Altitud (m)
BASE	0
WP1	20

WP2	20
WP3	20
WP4	20
WP5	20
WP6	20
WP7	20
WP8	20
WP9	20
WP10	20
WP11	20
WP12	20
WP1	20
BASE	20

4.2.3 Perfil de altura (1)

La Figura 7 muestra el perfil de altitud sobre el terreno (AGL) de la operación (1). En él se identifican claramente las fases de ascenso, crucero y aterrizaje.

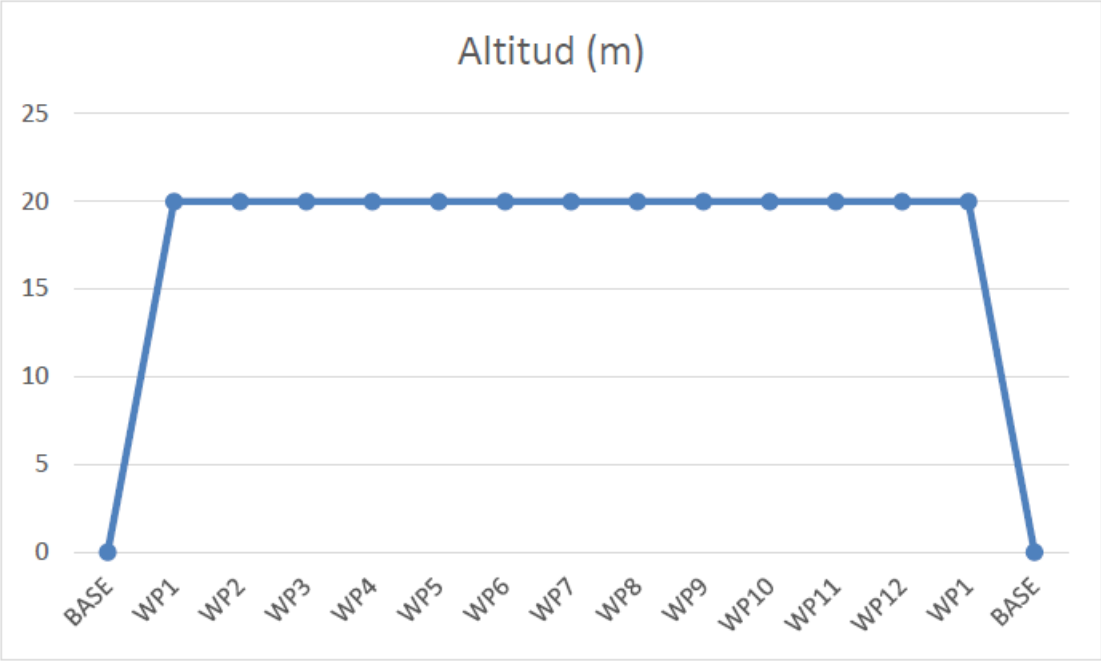

Figura 7: Perfil de altura del vuelo de la operación (1)

4.2.4 Perfil de vuelo de la operación regular (2)

La Figura 8 muestra los puntos de paso durante la operación (2). El recorrido total de la operación fue de 700m y su duración total de 4 minutos.

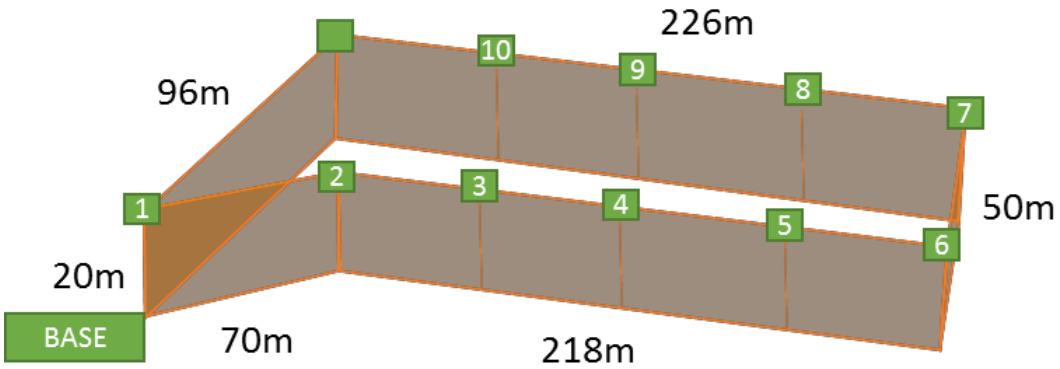

Figura 8: Coordenadas de paso del vuelo previsto durante la operación (2)

4.2.5 Coordenadas (2)

La Tabla 7 muestra la relación de puntos que incluye el plan de vuelo y altitud sobre el terreno (AGL).

Tabla 7: Relación de puntos GPS incluidos en el plan de vuelo de la operación (2)

Identificador	Altitud (m)
BASE	0
WP1	20
WP2	20
WP3	20
WP4	20
WP5	20
WP6	20
WP7	20
WP8	20
WP9	20
WP10	20
WP11	20
WP1	20
BASE	0

4.2.6 Perfil de altura (2)

La Figura 9 muestra el perfil de altitud sobre el terreno (AGL) de la operación (2). En él se identifican claramente las fases de ascenso, crucero y aterrizaje.

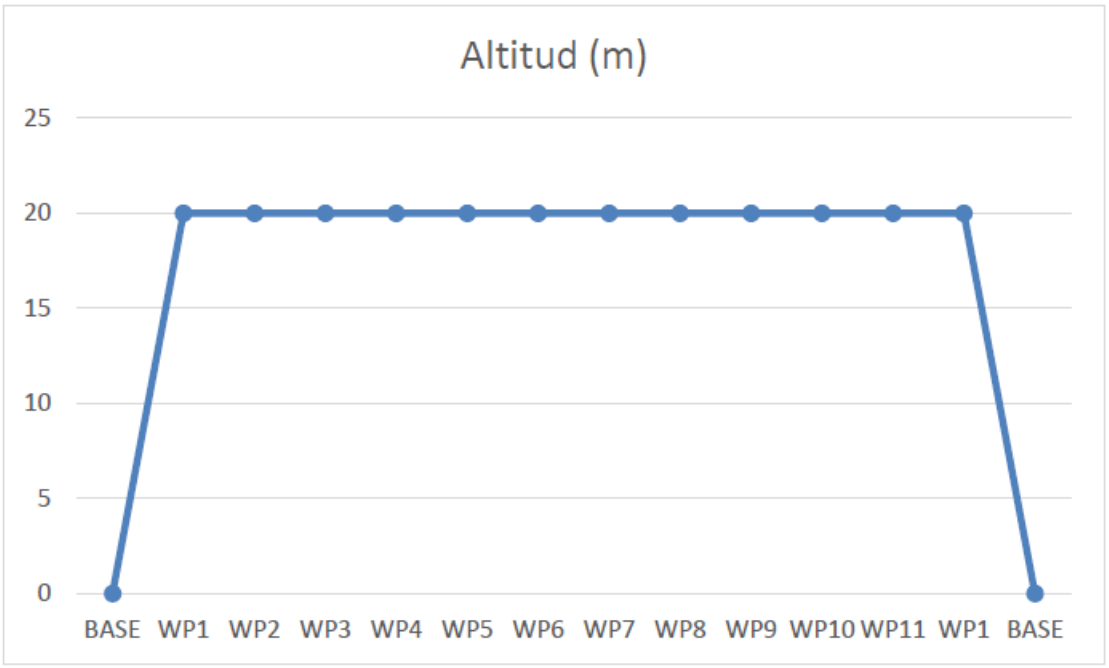

Figura 9: Perfil de altura del vuelo de la operación (2)

4.2.7 Situaciones anormales o de emergencia

4.2.7.1 Fallo del sistema automático del control de vuelo

En caso de fallo del sistema de control, el técnico de pista avisa al piloto de comportamiento anormal o de que se ha producido una alarma en el sistema control automático y el piloto toma el mando del vehículo en manual, lo acerca si es posible, y ejecuta terminación inmediata del vuelo.

4.2.7.2 Pérdida del radioenlace de mando y control

La pérdida de radioenlace provoca una vuelta a casa y aterrizaje automáticos. En caso de recuperación, el operador puede retomar el plan de vuelo original o dejar que la plataforma complete la vuelta a casa. Se simula desconectando la antena del radioenlace durante 5 segundos y reconectando. Se monitoriza la vuelta a casa de la plataforma.

4.2.7.3 Pérdida posicional o de orientación de la aeronave

En caso de pérdida posicional, el técnico de pista avisa al piloto de valores anormales de telemetría (posición, guiñada, etc.) o de que se ha producido una alarma en el sistema posicionamiento y el piloto toma el mando del vehículo en manual, lo acerca si es posible, y ejecuta terminación inmediata del vuelo.

4.2.7.4 Condiciones inadecuadas para el aterrizaje

Si durante el aterrizaje las condiciones no son las adecuadas, se procede a abortar la maniobra automática. El procedimiento consiste en sobrecomandar manualmente la aeronave para elevarla acelerando y retomar un nuevo aterrizaje automático cuando sea posible, orbitando mientras tanto.

4.2.7.5 Batería demasiado baja

Si durante el vuelo normal se detecta que la batería está baja, se ejecuta una vuelta a casa automática. En caso de que la batería esté demasiado baja para llegar, el piloto ejecuta una terminación inmediata del vuelo. El procedimiento consiste en simular que la batería está baja y ejecutar una vuelta a casa automática antes de que se llegue a completar el plan de vuelo normal.

4.2.7.6 Terminación inmediata del vuelo

El sistema de terminación de vuelo inmediata consiste en el paso a manual y descenso forzado y brusco por parte del piloto. El procedimiento para probarlo consiste en comprobar antes de cada vuelo el paso a manual.

Durante los vuelos de prueba se simularon las siguientes situaciones anormales y de emergencia en base a los procedimientos establecidos a partir de la documentación del fabricante y del estudio de seguridad:

- Prueba de activación del sistema de terminación inmediata del vuelo en tierra.
- Fallo del sistema automático del control de vuelo.
- Pérdida del radioenlace de mando y control y activación del sistema de terminación inmediata del vuelo.
- Prueba del procedimiento de emergencia establecido para la posible pérdida posicional de la aeronave, así como perdida de la orientación de la misma.

5. Instalaciones del campo de ensayos del CEDEA

La figura 10 muestra una vista aérea general de las instalaciones del CEDEA donde se han realizado las pruebas.

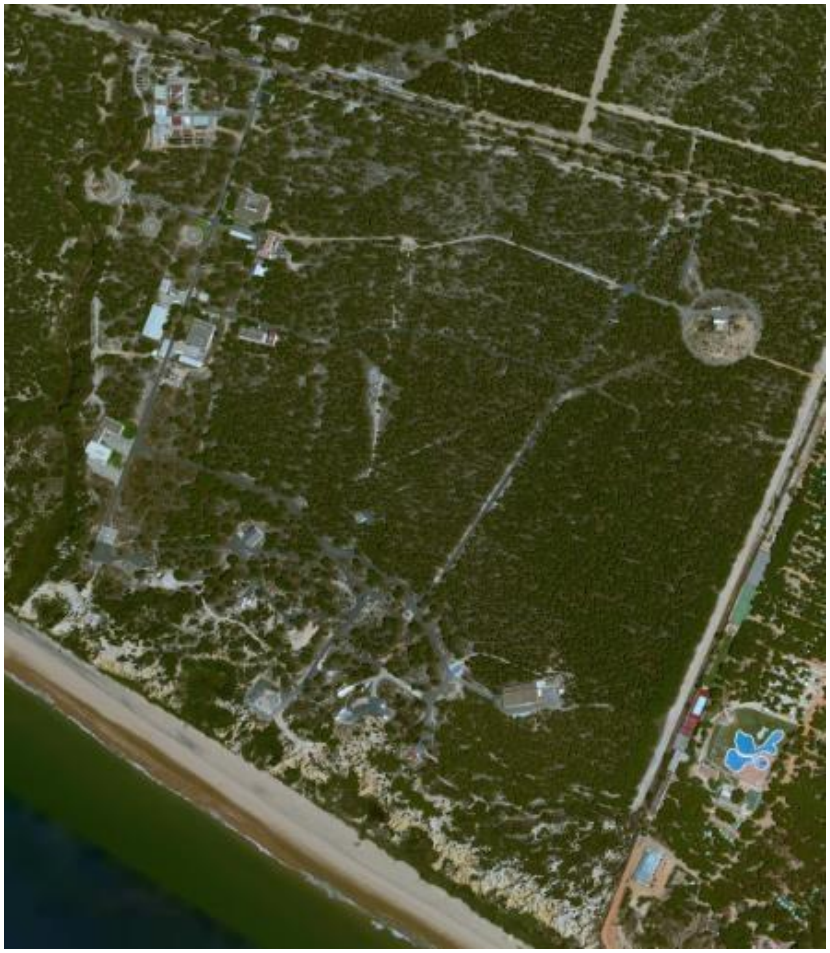

Figura 10: Vista General de CEDEA

En la figura 11 se aprecia con detalle la zona donde se llevaron a cabo los despegues y aterrizajes que coincide con una plataforma habilitada para lanzamientos de aviones no tripulados de ala fija.

Figura 11: Vista de detalle de la plataforma de vuelo y control

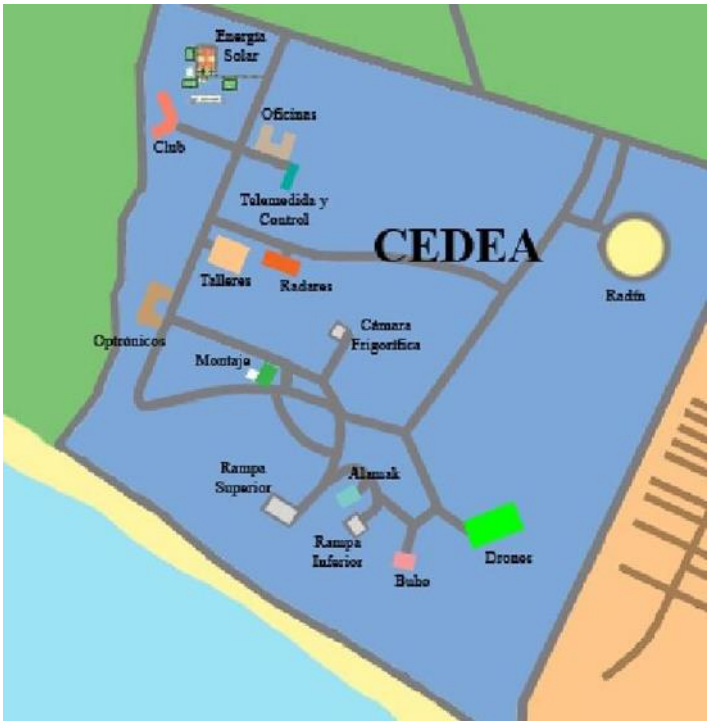

Figura 12: plano de edificios e instalaciones del CEDEA

Una de las zonas que está prohibido sobrevolar es el camping contiguo al CEDEA:

Figura 13: Zona Prohibida de vuelo