

Trabajo de Fin de Máster
Máster de Ingeniería Aeronáutica

Diseño de un UAV para gestión de recursos hídricos

Autor: Juan Diego López Romero

Tutores: Isabel Clara Rodríguez Medina
Francisco Rafael Gavilán Jiménez

Dep. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2017



Trabajo de Fin de Máster
Máster de Ingeniería Aeronáutica

Diseño de un UAV para gestión de recursos hídricos

Autor:

Juan Diego López Romero

Tutores:

Isabel Clara Rodríguez Medina

(Profesora asociada)

Francisco Rafael Gavilán Jiménez

(Profesor Contratado Doctor Interino)

Dep. de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2017

Trabajo de Fin de Máster: Diseño de un UAV para gestión de recursos hídricos

Autor: Juan Diego López Romero

Tutores: Isabel Clara Rodríguez Medina
Francisco Rafael Gavilán Jiménez

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2017

El Secretario del Tribunal

A mi familia

A mis amigos

Agradecimientos

Me gustaría mencionar la ayuda y guía de mis tutores Isabel María Rodríguez y Francisco Gavilán, cuyo asesoramiento ha sido clave a la hora de abordar y orientar este Trabajo de Fin de Máster de la mejor manera posible, obteniendo un resultado que, al mismo tiempo que me ha permitido mejorar y desarrollar mis conocimientos en numerosos ámbitos, cierra satisfactoriamente mi etapa en la Escuela Técnica Superior de Ingeniería de Sevilla.

Así mismo, agradezco de todo corazón el apoyo incondicional de mi familia y amigos, y de todas aquellas personas que han colaborado, de una manera u otra, para que este proyecto concluya exitosamente.

Juan Diego López Romero

Alumno de la Escuela Técnica Superior de Ingeniería de Sevilla

Sevilla, 2017

Resumen

Este Trabajo de Fin de Máster ha consistido en la realización de un diseño conceptual de un UAV de ala fija para la toma de ortofotografías aéreas destinado a servir de apoyo para la toma de decisiones dentro de un sistema integrado de gestión del agua. Para ello se ha llevado a cabo previamente una revisión bibliográfica centrada en realizar el estado del arte del uso de vehículos aéreos no tripulados para la realización de tareas de teledetección dentro de la gestión de recursos hídricos, habiéndose analizado, contrastado y sintetizado información de distintos artículos de investigación, libros y material académico, con el fin de definir los requisitos de misión necesarios para el diseño.

Así mismo, se ha desarrollado un concepto de sistema rápido de definición de trayectorias de vuelo en caso de emergencias, el cual permite dibujar “a mano” la trayectoria deseada en una interfaz GUIDE, y obtener de ella los correspondientes puntos de paso (waypoints) que sobrevolará el UAV.

Abstract

The main object of this project has been a concept design of a fixed wing UAV for aerial orthophotography purposes in order to support integrated water management systems. The design mission requirements have been defined after making a bibliographic review concerning the usage of UAV in the field of water resources management.

In addition, an easy flight-path drawing system has been developed, as a concept for emergency situations, which afford to draw the desired trajectory by hand in a GUIDE interface, and obtain the corresponding waypoints the UAV would fly over.

Agradecimientos	i
Resumen	iii
Abstract	v
Índice	vi
Índice de Figuras	viii
Índice de Tablas	xi
1 Introducción	1
1.1 <i>Objeto del proyecto</i>	1
1.2 <i>Alcance</i>	1
1.2.1 Revisión bibliográfica	1
1.2.2 Diseño conceptual de UAV de ala fija	2
1.2.3 Sistema manual de definición de trayectorias	2
1.3 <i>Antecedentes</i>	2
1.3.1 Vehículos aéreos no tripulados	2
1.3.2 Gestión de recursos hídricos	4
1.3.3 Teledetección	5
2 Revisión bibliográfica	8
2.1 <i>Contexto</i>	8
2.2 <i>Soluciones</i>	8
2.2.1 Métodos tradicionales	9
2.2.2 El uso de UAVs	10
2.3 <i>Proyectos e investigaciones actuales</i>	11
2.4 <i>Diseños</i>	21
2.4.1 Configuración y características	21
2.4.2 Equipamiento	24
2.5 <i>Propuesta de diseño</i>	29
2.6 <i>Propuestas futuras</i>	30
3 Diseño conceptual	32
3.1 <i>Decisiones previas</i>	32
3.1.1 Carga de pago	32
3.1.2 Altitud de operación	34
3.1.3 Aeronave de referencia y similares	36
3.2 <i>Características aerodinámicas básicas</i>	37
3.3 <i>Estudio de actuaciones</i>	40
3.3.1 Crucero	41
3.3.2 Ascenso	41
3.3.3 Entrada en pérdida	41
3.3.4 Viraje	42
3.3.5 Consideraciones	43
3.4 <i>Procedimiento iterativo</i>	44
3.4.1 Iteración inicial	44

3.4.2	Segunda iteración	49
3.4.3	Tercera iteración	53
3.4.4	Cuarta iteración	54
3.4.5	Correcciones mediante modelo CATIA	55
3.5	<i>Diseño final</i>	66
3.6	<i>Propuestas de mejora o ampliación</i>	69
4	Definición manual de trayectorias	71
4.1	<i>Motivación</i>	71
4.2	<i>Estado del arte</i>	72
4.3	<i>Software desarrollado</i>	73
4.3.1	Funcionamiento básico	73
4.3.2	Interfaz	76
4.3.3	Limitaciones y posibles mejoras	81
4.4	<i>Enfoque comercial</i>	82
5	Conclusiones y líneas futuras	84
6	Bibliografía	86
Anexo		90
	<i>Código Matlab</i>	90
	<i>Planos</i>	100

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1-1. Primera aeronave no tripulada producida. U.S. Army Liberty Eagle (Kettering bug).	2
Figura 1-2. General Atomics MQ-9 Reaper, AltiGator y MQ-8B Fire Scout	3
Figura 1-3. Ejemplo de ortofotografía térmica	6
Figura 1-4. Ejemplo de ortofotografía en el espectro infrarrojo	7
Figura 1-5. Ejemplo de ortofotografía en el espectro visible	7
Figura 2-1. Landsat 7, Fuente: USGS/NASA	9
Figura 2-2. RPH2, utilizado en los estudios sobre el río Kinugawa	12
Figura 2-3. Ejemplo de los mapeos en Hiroshima	12
Figura 2-4. “Hexacopter” empleado en Hiroshima	13
Figura 2-5. “DJI Phantom 2 Vision+” y “senseFly eBee”, utilizados en mapeo de pantanos.	14
Figura 2-6. Ortomosaicos obtenidos en distintas bandas.	14
Figura 2-7. “Unicorn”, UAV de ala fija utilizado en Utah	15
Figura 2-8. Ortomosaico obtenido del mapeo del lago Palakpakin	15
Figura 2-9. Fases del post-procesado de imágenes RGB y HSV	16
Figura 2-10. Áreas de inundación detectadas por el algoritmo	17
Figura 2-11. Estimación del porcentaje de área inundada	17
Figura 2-12. Mapeo aéreo de la zona baja de Yuyao	18
Figura 2-13. “River-Map”, el UAV empleado en Yuyao	19
Figura 2-14. Flujo de trabajo (Yuyao)	19
Figura 2-15. Resultado del procesado híbrido (RGB + Texturas)	20
Figura 2-16. Sensores flotantes de bajo coste	20
Figura 3-1. Tabla para cálculo de fracción de peso en vacío	33
Figura 3-2. Mapa de altitud de la península ibérica	34
Figura 3-3. Mapa de riesgo hidrológico en España (obtenido de http://www.ign.es/).	35
Figura 3-4. Sirius (MAVinci)	36
Figura 3-5. Cessna y Cirrus SR20	36
Figura 3-6. Cherokee y J-3	36
Figura 3-7. Relación $Swet/Sref$ según el tipo de aeronave	37
Figura 3-8. Relación $Swet/Sref$ según el tipo de aeronave	38
Figura 3-9. Valores típicos del coeficiente de resistencia parásita	38
Figura 3-10. Valores típicos del coeficiente de resistencia parásita	39
Figura 3-11. Polar parabólica	40
Figura 3-12. Modelización del viraje	42
Figura 3-13. Diagrama P/W – W/S (Iteración 1)	45
Figura 3-14. Relación “P – W/S” (Iteración 1)	46

Figura 3-15. Relación “P – W/S” (Iteración 1)	46
Figura 3-16. Detalle de los mínimos de potencia (Iteración 1)	47
Figura 3-17. Detalle de los mínimos de potencia y mayor resolución de carga alar (Iteración 1)	48
Figura 3-18. Velocidad de mínima potencia frente a carga alar (Iteración 1)	48
Figura 3-19. Potencia mínima para cada valor de carga alar (Iteración 1)	49
Figura 3-20. Diagrama P/W – W/S (Iteración 2)	49
Figura 3-21. Relación “P – W/S” (Iteración 2)	50
Figura 3-22. Detalle de puntos de mínima potencia para distintos valores de carga alar (Iteración 2)	50
Figura 3-23. Relación “P – W/S” (Iteración 2)	51
Figura 3-24. Relación “P – W/S” (Iteración 2)	51
Figura 3-25. Relación “P – W/S” (Iteración 4)	54
Figura 3-26. Tubo de fibra de carbono en catálogo (30 mm de diámetro externo)	56
Figura 3-27. Viga en voladizo	56
Figura 3-28. Distribución de sustentación elíptica	57
Figura 3-29. Modelo 3D del HTP en XFLR5	60
Figura 3-30. Vista axonométrica del primer modelo tridimensional	61
Figura 3-31. Vista en planta del del primer modelo tridimensional	61
Figura 3-32. Perfil del primer modelo tridimensional	62
Figura 3-33. Vista axonométrica sin semiala izquierda	62
Figura 3-34. Detalle 1 de zona de enganche ala-fuselaje	62
Figura 3-35. Detalle 2 de zona de enganche ala-fuselaje	63
Figura 3-36. Detalle 3 de zona de enganche ala-fuselaje	63
Figura 3-37. Modelo 3D del ala en XFLR5	64
Figura 3-38. Modelo 3D del HTP sin deflexión de timón en XFLR5	64
Figura 3-39. Modelo final, vista 1	67
Figura 3-40. Modelo final, vista 2	67
Figura 3-41. Componentes internos, vista 1	68
Figura 3-42. Componentes internos, vista 2	68
Figura 3-43. Detalle de sujeciones.	68
Figura 4-1. Imagen conceptual de la herramienta	72
Figura 4-2. Software de Sensefly	72
Figura 4-3. Dibujo de la trayectoria sobre mapa (izquierda) y resultado del aislamiento (derecha)	73
Figura 4-4. Nube de puntos en Matlab (izquierda) y detalle de nube de puntos (derecha)	74
Figura 4-5. Barrido para obtención de nube de puntos (izquierda) y detalle (derecha)	74
Figura 4-6. Círculo de tolerancia (izquierda) y simplificación y cálculo de extremos (derecha)	74
Figura 4-7. Puntos en bruto (izquierda) y cálculo de waypoints (derecha)	74
Figura 4-8. Puntos iniciales con corte de obstáculo (izquierda) y trayectorias posibles (derecha)	75
Figura 4-9. Aspecto del “Menú 1”	76
Figura 4-10. Aspecto del “Menú 2” y botón “Cargar trayectoria”	76
Figura 4-11. Detalle del dibujo de ejemplo	77

Figura 4-12. Aspecto del “Menú 2” y botón “Aislar”	77
Figura 4-13. Aspecto del “Menú 3” sin cálculo de obstáculos	78
Figura 4-14. Resultado con tolerancia alta.	79
Figura 4-15. Resultado con tolerancia baja.	79
Figura 4-16. Aspecto del “Menú 3” con cálculo de obstáculos	80
Figura 4-17. Comparación de resultados finales con y sin obstáculos	80
Figura 4-18. Ejemplo de procesamiento de curva fotografiada.	81
Figura 4-19. Imagen conceptual del producto	83
Figura 4-20. Imagen conceptual del vuelo	83

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 2-1. Tabla comparativa de tipologías de UAV	21
Tabla 3-1. Desglose de pesos de una aeronave	32
Tabla 3-2. Comparativa de valores de relación de aspecto	39
Tabla 3-3. Baterías a analizar	52
Tabla 3-4. Motores a analizar	53
Tabla 3-5. Componentes internos	55
Tabla 3-6. Características del UAV diseñado	69

1 INTRODUCCIÓN

*“Lo que sabemos es una gota de agua,
lo que ignoramos es el océano.”*

- Isaac Newton -

1.1 Objeto del proyecto

Como ya se ha dicho en el resumen, este Trabajo de Fin de Máster ha consistido en el diseño conceptual de un UAV de ala fija destinado a la toma de ortofotografías aéreas que sirva como sistema de soporte para los sistemas integrados de gestión del agua y en concreto en situaciones de emergencias o desastres, en las que el UAV permita obtener información rápida de las zonas afectadas para realizar evaluaciones de daños tempranas, y de apoyo para la toma de decisiones. Los requisitos de misión de los que ha partido el diseño se han fijado después de haber realizado una revisión bibliográfica en cuanto al uso de vehículos aéreos no tripulados (UAV) en el campo de la gestión de recursos hídricos, dando además una visión global y extensa de esta tecnología en el campo de la gestión hídrica.

Por último, se ha desarrollado una interfaz Guide (Matlab) a modo de simulación de una “App” para móvil que permite dibujar a mano la trayectoria que se desea que siga el UAV, en una porción de mapa extraída de bases de datos de Google según las coordenadas y zoom deseados, realizando su conversión a waypoints de manera casi instantánea. La idea central de esta última parte es una hipotética presentación comercial del UAV diseñado (y sus sistemas de control), junto con la “App” a modo de pack de operación en situaciones de emergencia. La principal razón para presentar comercialmente el UAV y el software en pack es que en casos de desastres (para las que se ha diseñado la aeronave), el tiempo es un recurso escaso, y con esta aplicación se puede definir la trayectoria de vuelo sobre el terreno que se desea cubrir de manera extremadamente sencilla y rápida, pues se “dibuja”, literalmente, el camino sobre el mapa.

1.2 Alcance

1.2.1 Revisión bibliográfica

El alcance de esta parte del proyecto pretende dar una visión profunda y extensa del uso actual de UAVs en la gestión de recursos hídricos. Para ello se ha realizado un proceso de búsqueda de información en Internet, consulta de libros, artículos de investigación y material académico, mediante el cual se ha recopilado y organizado información al respecto.

Tras la recopilación de información, y una vez comprendidas los distintos equipos, metodologías y tecnologías empleados en el campo de la gestión del agua, se procedió a definir los requisitos mínimos para el diseño conceptual de un UAV de ala fija para la toma de ortofotografías aéreas en zonas damnificadas por desastres (Inundaciones, crecidas, etc.), de manera que dentro de un sistema integrado de gestión del agua, el UAV permita actualizar la información del estado de las distintas zonas afectadas de manera rápida, facilitando y agilizando la toma de decisiones en situaciones de emergencia, y la correspondiente evaluación de daños.

1.2.2 Diseño conceptual de UAV de ala fija

Empleando los requisitos establecidos en la primera parte del proyecto, se procedió a realizar el diseño conceptual de un UAV de ala fija destinado a la toma de ortofotografías aéreas. Esta parte del proyecto ha consistido en la definición de parámetros geométricos y aerodinámicos básicos de la aeronave, pasando por la estimación y cálculo de las fracciones de peso, estudio de actuaciones para definir requisitos en potencia, cálculos estructurales preliminares, centrado de la aeronave y optimización de resultados empleando un modelo tridimensional en CATIA.

1.2.3 Sistema manual de definición de trayectorias

Como parte de un sistema aéreo no tripulado, y con el fin de ahorrar tiempos de preparación del vuelo, el objetivo propuesto para esta última parte ha consistido en programar e integrar en una interfaz sencilla un sistema de definición de trayectorias simulando una “App” para móvil o tablet. Se han implementado diversos códigos en Matlab y se han integrado en una interfaz Guide, con vistas a simular la aplicación y verificar que es un concepto útil y viable.

1.3 Antecedentes

1.3.1 Vehículos aéreos no tripulados

Un vehículo aéreo no tripulado (UAV, acrónimo de *Unmanned Aerial Vehicle* en inglés) es una aeronave que vuela sin tripulación a bordo. Este tipo de aeronaves constituyen, desde hace relativamente poco tiempo, una nueva área de la aeronáutica en constante crecimiento, con un sinnúmero de campos de investigación y desarrollo, conformando una de las tecnologías con mayor potencial de hoy día.

Las primeras referencias en cuanto al uso del concepto de “aeronave sin tripulación” datan de la primera mitad del siglo XIX con los modelos construidos y volados por Cayley, Stringfellow, Du Temple, y otros pioneros de la aviación, empleando como prototipos de prueba no tripulados de versiones más grandes de aviones pensados para llevar pasajeros. Así mismo, se tiene constancia del uso de aeronaves no tripuladas en el año 1849 con el empleo de globos no tripulados para bombardeos. Sin embargo, el desarrollo de la tecnología UAV no comenzó hasta el comienzo del siglo XX, donde se diseñaron y emplearon los primeros torpedos aéreos y misiles para aplicaciones en la Primera y Segunda Guerra Mundial. Posteriormente, el uso de este concepto de aeronave en numerosos conflictos bélicos impulsó su crecimiento y desarrollo dado que se hizo notable el gran potencial de esta tecnología al ser barata, versátil, y su despliegue no suponía un riesgo para tripulaciones (Wikipedia).

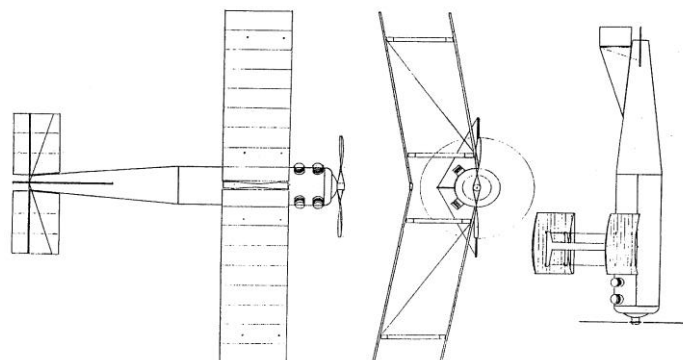


Figura 1-1. Primera aeronave no tripulada producida. U.S. Army Liberty Eagle (Kettering bug).

Extraído de “Unmanned Aviation, a brief history of unmanned aerial vehicles” (“Nuke” Newcome, 2004)

Paralelamente al desarrollo en entorno bélico, se comenzó a estudiar el uso de esta potente tecnología en el ámbito no militar, cuyas líneas de investigación han llevado, o están por llevar, el empleo de UAVs a una infinidad de aplicaciones, siendo algunas de ellas, según artículo de Wikipedia (versión en español) dedicado a los vehículos aéreos no tripulados, las siguientes:

- Búsqueda y salvamento
- Vigilancia/Seguridad
- Investigación científica
- Arqueología
- Geología
- Cartografía
- Topografía
- Hidrología
- Zoología
- Medición de contaminantes
- Transporte
- Periodismo
- Fotografía aérea
- Inspección de infraestructuras
- Extinción de incendios
- Construcción
- Gestión del patrimonio
- Y un largo etcétera

La ausencia de tripulación es la principal característica y la mayor ventaja de los UAV, pues ello ofrece la posibilidad de realizar misiones que serían aburridas, peligrosas y/o imposibles para humanos, y la consecuente reducción del tamaño necesario de las aeronaves para las distintas aplicaciones.

Actualmente, el marco normativo regulador del uso y explotación de este tipo de tecnología en el espacio aéreo se encuentra en proceso de aprobación y constante revisión, incluso su integración en el sistema de gestión del tráfico aéreo (ATM) es hoy por hoy una cuestión abierta. En España se tiene el artículo 50 de la Ley 18/2014, del 15 de octubre, de aprobación de medidas urgentes para el crecimiento, la competitividad y la eficiencia, considerando únicamente operación de UAV en espacio aéreo no controlado o segregado, encontrándose aun la operación de UAV en espacio aéreo controlado en fase de investigación.

Algunos ejemplos de modelos de UAVs relevantes en distintas aplicaciones son:



Figura 1-2. General Atomics MQ-9 Reaper, AltiGator y MQ-8B Fire Scout

Dentro del tema que concierne este proyecto, típicamente éstas aeronaves no tripuladas se encuentran dentro de lo que se denomina, según OACI, “Sistema de aeronaves no tripuladas” (UAS, *Unmanned Aircraft System* en inglés), que ya es considerado formalmente como un nuevo componente del sistema aeronáutico, que tanto la propia OACI, como los Estados, así como la industria aeronáutica se proponen comprender, definir e integrar (OACI, 2011).

El UAS debe entenderse como un sistema compuesto por subsistemas que incluyen la aeronave no tripulada, su carga de pago, la estación de control, plataformas/subsistemas de lanzamiento y/o recuperación, subsistemas de apoyo, comunicaciones, transporte y todos aquellos componentes aplicables. La integración adaptada de estos sistemas en ámbitos de aplicación como los arriba descritos constituye una forma barata y versátil de proporcionar apoyo operativo en los campos en los que se aplique, aprovechando, como ya se ha indicado, su enorme potencial (Austin, 2010).

1.3.2 Gestión de recursos hídricos

Según el Glosario Hidrológico Internacional de la UNESCO, por recursos hídricos se entiende:

“Recursos (de agua) disponibles o potencialmente disponibles, en cantidad y calidad suficientes, en un lugar y en un período de tiempo apropiados para satisfacer una demanda identificable.”

La creciente necesidad de preservar dichos recursos naturales implica un uso más racional de los mismos que, a pesar de ser en parte renovables, existe el riesgo de que el incremento de su uso, junto con la contaminación y el desperdicio, supere su capacidad auto regeneradora. Éste es el punto de partida de la gestión de los recursos hídricos, la cual ha dado lugar a numerosas líneas de investigación (Wikipedia), tales como:

- Física
- Química
- Geografía
- Hidrología
- Hidráulica
- Ingeniería
- Ecología
- Derecho
- Defensa civil

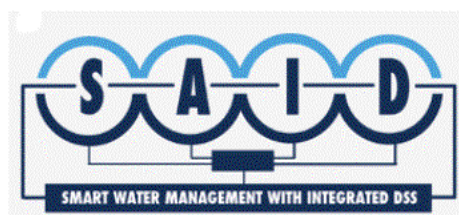
Es importante destacar que el agua es un factor determinante en el desarrollo económico y social, y permite mantener la integridad del entorno natural. Por ello, los gestores tanto gubernamentales como de ámbito privado, deben tomar decisiones complicadas en cuanto a la asignación y utilización del agua teniendo en cuenta las características de un sistema complejo con numerosos factores, actores y elementos influyentes, de ahí que se deba pasar del enfoque fragmentado tradicional, a un nuevo enfoque integral que englobe todo el funcionamiento del sistema.

Éste es el fundamento de lo que se denomina “Gestión Integrada de Recursos Hídricos” (GIRH), considerado internacionalmente como el camino para conseguir un desarrollo y gestión eficientes, equitativos y sostenibles de los recursos hídricos. Se trata de un proceso que promueve la gestión y el desarrollo coordinado y cooperativo del agua, la tierra y los recursos relacionados con el fin de maximizar el bienestar social y económico de forma equitativa, sin comprometer el ecosistema (Global Water Partnership; CARE Internacional-Avina, 2012; Dpto. de Asuntos Economicos y Sociales de Naciones Unidas).

Algunos ejemplos de proyectos relacionados con el GIRH son:

- **SAID** (Smart Water Management with Integrated DSS):

Proyecto europeo en pleno desarrollo, con una financiación de más de 3 M€, que busca la gestión del agua inteligente con sistemas integrados de apoyo a la toma de decisiones, con especial enfoque hacia el desarrollo, implementación, validación e integración de los Sistemas de Apoyo a la Decisión (SAD) como base para sistemas inteligentes de gestión del agua en cuencas complejas, reduciendo las inversiones requeridas con el uso de tecnologías actuales.



Según indican en su web, el proyecto combina las soluciones más recientes en materia de software y telecomunicaciones para la gestión de infraestructuras hidrológicas, teniendo un ejemplo demostrativo en el río Guadalhorce con un complejo sistema de presas interconectadas. La parte innovativa de este proyecto incluye integración de sistemas de apoyo a la decisión en 5 áreas de gestión:

1. Gestión de riesgos de inundación

Formado por dos módulos: un módulo llamado “Hydroview”, el cual está basado en software GIS con modelos hidrológicos de simulación, y un módulo llamado “BeDam”, el cual se emplea para simular el comportamiento de una presa durante una inundación.

2. Calidad del agua

Programas de monitoreo y tomas de muestras para caracterizar cuerpos hídricos y generar resultados significativos con un nivel mínimo de fiabilidad, implicando el empleo de tecnologías de sensores y modelos numéricos.

3. Energía

Adaptación de los Sistemas de Apoyo a la Decisión al campo de la gestión energética, empleando sistemas de análisis de datos a gran escala.

4. Monitoreo y comunicación

Integración inteligente de redes heterogéneas de sensores y actuadores. El núcleo de este área busca el empleo de un sistema de sensores/actuadores conectados por tecnología “wireless”, orientándose hacia la automatización integrada de procesos.

5. Integración de los Sistemas de Apoyo a la Decisión

Búsqueda de la integración de SAD de alto nivel en materia de gestión de los recursos hídricos, con el fin de poder simular y analizar los impactos de la toma de decisiones.

Según indican en su web, SAID pretende contribuir a expandir el uso de las soluciones tecnológicas más recientes, con un plan de trabajo basado en la innovación y la demostración, con el objetivo de construir una plataforma para la gestión hídrica integrada, de ahí que pueda afirmarse que el fundamento de esta iniciativa tiene una fuerte relación con el presente proyecto.

- Programa Mundial de Evaluación de los Recursos Hídricos (**WWAP**) junto con el Programa Hidrológico Internacional (**PHI**) de UNESCO

Investigación en el ámbito GIRH y la gestión integrada de cuencas.

- Programa de Naciones Unidas para el Medio Ambiente (**PNUMA**)

Orientado en términos de disponibilidad de datos, demarcación lógica, diseño orgánico adecuado, participación activa de los distintos agentes, toma de decisiones e integración, entre otros.

Por supuesto, el enfoque de la gestión integrada implica la aplicación de diversas disciplinas y campos del conocimiento, así como considerar la perspectiva de cada uno de los actores a la hora de construir e implementar conceptos y soluciones eficientes, equitativas y sostenibles.

Es aquí cuando entra en juego la posibilidad de incorporar la tecnología UAV dentro de la gestión integrada, de manera que pueda constituir una herramienta de toma de datos rápida, barata, versátil y fiable, y sobre todo ser un sistema que aporte todo su potencial como apoyo en la toma de decisiones. Numerosas referencias indican que la integración de los UAS en estos ámbitos está camino de ser un hecho clave en el desarrollo de los sistemas GIRH, existiendo actualmente numerosos proyectos y líneas de investigación que ya están demostrando las enormes ventajas de dicha integración. Ésta es justamente la “información – objetivo” de la revisión bibliográfica de la siguiente sección.

1.3.3 Teledetección

El fundamento tecnológico sobre el que se basa este proyecto es la teledetección. Según el *Instituto Geográfico Nacional*, desde una perspectiva de la ciencia geográfica, la definición es la siguiente:

“La teledetección es la técnica de adquisición de datos de la superficie terrestre desde sensores instalados en plataformas espaciales”.

Como se puede observar al final de la misma, la definición está centrada en el uso de dispositivos espaciales (satélites), pero como ya se mostrará más adelante, existen otras plataformas y/o sondas artificiales para la labor de teledetección.

Volviendo al fundamento tecnológico, tal como indica la definición, el objetivo es obtener datos de interés de la superficie terrestre, de los cuales, mediante su procesamiento, puede obtenerse información relevante para numerosas aplicaciones, entre las que, por supuesto, se encuentra la gestión de recursos hídricos.

1.3.3.1 Ortofotografía

Una de las soluciones tecnológicas de extendida aplicación para la labor de teledetección es la ortofotografía, la cual ha surgido gracias al creciente desarrollo de las tecnologías de procesamiento de imágenes.

Esta solución consiste en la toma de fotografías aéreas corregidas geoméricamente (Sin distorsiones, esto es, orto-rectificada), de manera que los efectos inclinación de cámara y el relieve del terreno son eliminados mediante un proceso fotogramétrico, cuyo resultado da lugar a una nueva imagen con las posiciones corregidas, siendo la escala de la misma uniforme y en consecuencia cada punto se presenta como si estuviera obtenido desde su vertical. Ésta corrección consiste en asociar cada pixel a una coordenada geográfica.

Las ortofotos resultantes están libres de errores y distorsiones, con la misma validez que un plano cartográfico, por lo que constituyen una representación exacta de la superficie de la Tierra y pueden ser utilizadas para medir distancias (Junta de Andalucía; Wikipedia).

La creación de ortofotografía digital se puede llevar a cabo en un proceso que tiene 5 pasos (Aerial Mapping Solutions), que se resumen a continuación:

1. Fotografía aérea

Tomadas en condiciones favorables para producir fotografías claras y adecuadas, a una escala conveniente para conseguir una precisión y resolución determinada.

2. Control desde tierra

Para orientar la toma de fotografías durante la operación y conocer las coordenadas y características del terreno. Los sistemas GPS de abordaje suelen ser una herramienta importante en este paso.

3. Escaneo de imágenes

Con el fin de producir una trama de imágenes con tono continuo.

4. Producción del modelo digital de la elevación

Nube de puntos que requiere una precisión y una densidad conveniente para caracterizar el terreno.

5. Rectificación de imágenes

Creación del ortomosaico georectificado (basado en coordenadas del terreno).

La ortofotografía, según la aplicación para la que se emplee (cartografía, análisis químicos por radiación, vegetación, evaluación de ecosistemas, etc.), puede obtenerse en distintas bandas espectrales: visible, próxima al infrarrojo, térmica, hiperespectral, etc.

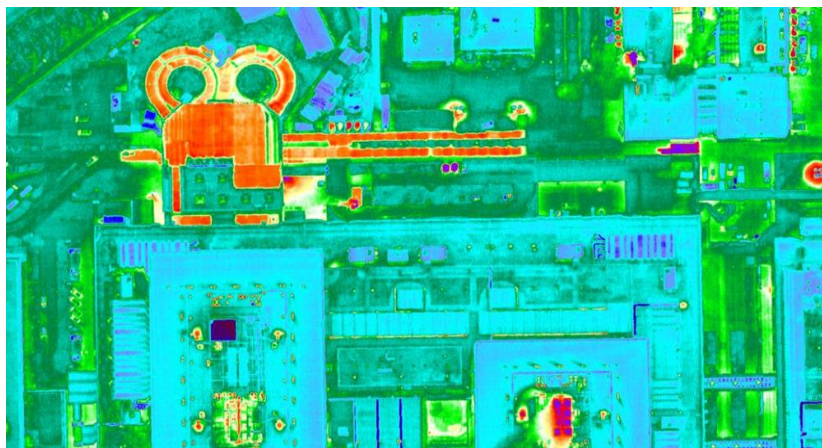
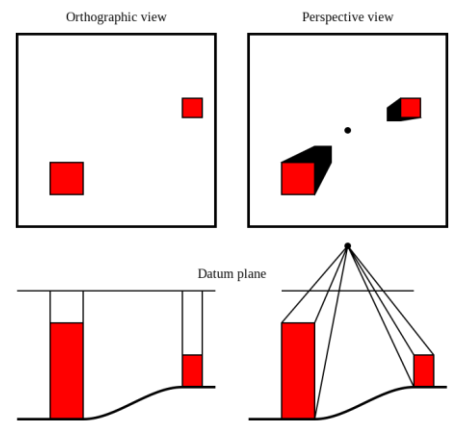


Figura 1-3. Ejemplo de ortofotografía térmica

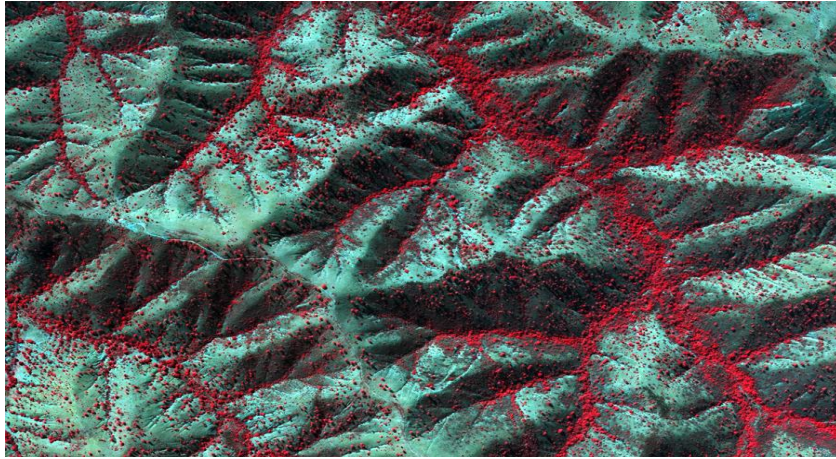


Figura 1-4. Ejemplo de ortofotografía en el espectro infrarrojo



Figura 1-5. Ejemplo de ortofotografía en el espectro visible

2 REVISIÓN BIBLIOGRÁFICA

"Es el verdadero arte del maestro despertar la alegría por el trabajo y el conocimiento."

- Albert Einstein -

En esta sección se muestra un análisis bibliográfico centrado en realizar el estado del arte del uso de vehículos aéreos no tripulados en el ámbito de la gestión de los recursos hídricos. La información utilizada ha sido extraída de distintos artículos de investigación obtenidos de bases de datos científicas, libros encontrados en la biblioteca de la Escuela Técnica Superior de Ingeniería de Sevilla, y diversas páginas web relacionadas con la temática mencionada. Todas las citas realizadas tienen su referencia completa en el apartado "Bibliografía" al final del documento.

2.1 Contexto

No son pocos los autores que, habiendo analizado la situación de los recursos hídricos en los últimos años, afirman que se darán serios problemas en la gestión de los mismos, tanto a nivel local como a nivel global, en las próximas décadas. La interferencia humana en los procesos naturales dará lugar a que pronto se alcance los límites de sostenibilidad del uso de agua dulce en el planeta (Persson, Folke, Costanza, & Svedin, 2013). Algunas estimaciones auguran que en torno al 47% de la población mundial habitará en zonas de fuerte estrés hídrico (UN-Water Portal, 2014), prestando especial atención a las zonas más áridas del planeta como África, Oriente medio, o Asia, donde la demanda de agua está creciendo más rápidamente que en toda la historia del planeta, situación que está dirigiéndose hacia una crisis mundial del agua que podría ocurrir en la mitad de este siglo (Rodda, 2001). A esta situación se suman los posibles desastres relacionados con los recursos hídricos tales como inundaciones o avenidas, donde en general es requerida una respuesta rápida, tanto en materia de análisis de la evolución de los flujos de agua, como en términos de búsqueda, salvamento y evaluación de daños, con el fin de reducir el impacto económico y humanitario. (Srivaree-Ratana, 2011; U.S. Department of labor, s.f.; Smith, 1997)

En este sentido, la gestión de los recursos hídricos se convierte una tarea obligatoria a llevar a cabo con el objetivo de contrarrestar y/o evitar los problemas que puede desencadenar el uso no sostenible del agua o los desastres que puedan producirse, y es por ello que se han desarrollado numerosas herramientas de monitoreo del estado de estos recursos, con el objetivo de obtener datos e información en las escalas espaciales y temporales pertinentes, pudiendo así generar soluciones y tomar decisiones adecuadas basadas en la evidencia (Macleod, Scholefield, & Haygarth, 2007; Hajkowicz & Collins, 2006; Pultz & Scofield, 2002).

2.2 Soluciones

Una solución comúnmente empleada en el problema expuesto en el apartado anterior es la teledetección (tecnología ya introducida en los antecedentes), la cual ofrece un conjunto de herramientas científicas maduras y bastante conocidas que son de gran utilidad en tareas de supervisión y monitoreo de recursos hídricos (Pultz & Scofield, 2002; DeBell, Anderson, Brazier, King, & Jones, 2016). En lo que sigue, y dado que la teledetección es aplicable en numerosas disciplinas, se va a centrar la síntesis de información dentro del marco de la gestión de los recursos hídricos.

2.2.1 Métodos tradicionales

Al margen de aquellos métodos de teledetección basados en tierra o relacionados, los cuales se desvían de la idea principal de este proyecto, se pueden encontrar dos métodos tradicionales de extensa aplicación para llevar a cabo las labores de monitoreo, y que han sido y siguen siendo aplicadas en el ámbito de la gestión de recursos hídricos, teniendo cada uno unas características propias que serán interesantes de analizar y contrastar.

Por una parte, se tiene disponible la opción de emplear **satélites** en órbita para la teledetección, existiendo numerosos ejemplos que han demostrado ser de utilidad tanto en labores de monitoreo periódico y supervisión (van Dijk & Renzullo, 2011), como en cobertura de eventos rápidos (inundaciones, avenidas, entre otros (Biasutti & Lombardi, 1995)), pero su uso se centra principalmente en barrer zonas de gran extensión, además de que los datos obtenidos son, en general, demasiado bastos en cuanto a resolución espacial, temporal (baja tasa de actualización) y espectral para ser manipulables en un sistema de apoyo a la decisión efectivo, al menos en las escalas a las que se pretende, en general, realizar la gestión de los recursos hídricos.

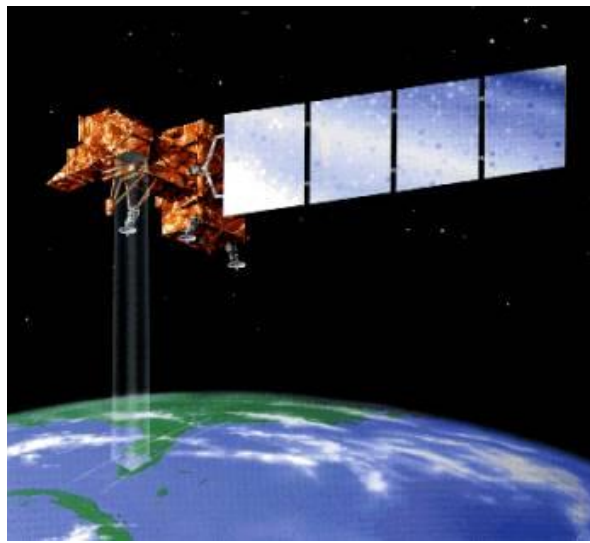


Figura 2-1. Landsat 7, Fuente: USGS/NASA

A las características operacionales anteriores se le suman algunas limitaciones circunstanciales tales como:

- Problemas en la captura de datos debido a las características orbitales.
- Cobertura de nubes interfiere en la correcta adquisición de los datos.

Sin olvidar los costes asociados al lanzamiento y utilización del dispositivo, y el ser en general una tecnología que requiere personal adecuadamente formado para llevar a cabo la operación del sistema.

Por otra parte, existe la opción de emplear **aeronaves tripuladas**, la cual es una alternativa frente a los satélites teniendo en cuenta la obtención de datos con mejor resolución espacial, además de la eliminación de las limitaciones por captación desde órbita y por cobertura de nubes, pero el hecho de necesitar tripulación tanto para el vuelo de la aeronave, como para realizar las labores de teledetección, introduce el inconveniente de suponer altos costes que pueden llegar a ser prohibitivos si se pretende realizar despliegues de manera regular, (Chao & Chen, 2012; DeBell, Anderson, Brazier, King, & Jones, 2016), contando además con la dificultad de encontrar lugares convenientes para realizar despegues y aterrizajes, sobre todo para aeronaves con ala fija, lo cual es inadmisibles, por ejemplo, en casos de inundaciones o avenidas donde se requiere una respuesta rápida. (Feng, Liu, & Gong, Urban Flood Mapping Based on Unmanned Aerial Vehicle Remote Sensing and Random Forest Classifier—A Case of Yuyao, China, 2015)

En el ámbito de la teledetección, y siguiendo el artículo de investigación de L. DeBell (et al.) para la revista NRC Research Press, el cual se centra en el estudio de la gestión de recursos hídricos a escala de cuenca y que ha sido de enorme utilidad para este proyecto, con las características de los métodos de teledetección

tradicionales se tiene un déficit en cuanto a la obtención remota de datos, y por ello es complicado o imposible superar los siguientes dos desafíos:

- Conseguir capturar datos espaciales en la pequeña escala de forma económica, y que permitan describir la condición hidrológica actual y el estado de los recursos hídricos a intervalos temporales definidos por el usuario.
- Capturar datos a resolución temporal fina para describir adecuadamente la dinámica del agua en la humedad del suelo, vegetación y topografía de cuencas hidrográficas (caso particular del artículo) donde hay importantes efectos aguas abajo sobre los recursos hídricos como en inundaciones, avenidas y sucesos erosivos, entre otros.

Haiyang Chao y YangQuan Chen, autores del libro “Remote Sensing and Actuation Using Unmanned Vehicles” (consultar bibliografía) añaden, además, una serie de restricciones y/o necesidades que complementan los desafíos anteriores a la hora de elegir un determinado método para la teledetección:

1. **Soluciones “Low-Cost”:** En muchas ocasiones el coste es un factor limitante.
2. **Detección a larga escala:** También hay casos en los que se requiere analizar superficies acuáticas o campos de agricultura de gran extensión (decenas o cientos de millas).
3. **Grandes requisitos temporales:** En general la toma de imágenes requiere que se realice con buen tiempo y luz diurna máxima.
4. **Grandes requisitos espaciales:** En términos de resolución.
5. **Fácil de manipular:** En aplicaciones civiles, la toma de datos debe ser tan fácil y sencilla como sea posible.

2.2.2 El uso de UAVs

Tal y como se indica en el artículo de NRC Research Press (DeBell, Anderson, Brazier, King, & Jones, 2016), la gran alternativa que actualmente está emergiendo con notable rapidez debido a su gran potencial (consultar antecedentes en la sección anterior), es el uso de **UAVs**, pues es una solución que permite realizar evaluaciones de los recursos hídricos de manera autónoma, en el lugar y momento deseados, y bajo unos costes sumamente menores a los que supone el empleo de métodos tradicionales como los descritos en el apartado anterior. Combinando el diseño y despliegue adecuados, además de una operación segura, esta plataforma puede ofrecer tomas de datos a la escala apropiada, tarea que sería difícil o prohibitiva, como ya se ha indicado, en caso de utilizar otros métodos de teledetección. Incluso en áreas de desastres, los UAVs ofrecen un camino mucho más seguro y conveniente para adquirir datos, dada las posibilidades que ofrece, por ejemplo, el poder ser lanzados “a mano” y poder aterrizar en áreas de terreno reducidas, así como el poder ser desplegados con rapidez en situaciones operacionales desafiantes, en contraste con las limitaciones de las aeronaves tripuladas (Feng, Liu, & Gong, UAV Remote sensing for urban vegetation mapping using Random Forest and texture analysis. *Remote Sens.*, 2015), esta última característica puede ser muy útil en el ámbito de la gestión de recursos hídricos, por ejemplo, para satisfacer los requerimientos de monitoreo rápido y mapeo en áreas inundadas con unas escalas espacio-temporales definidas por el usuario. (Feng, Liu, & Gong, Urban Flood Mapping Based on Unmanned Aerial Vehicle Remote Sensing and Random Forest Classifier—A Case of Yuyao, China, 2015).

El artículo citado se centra, principalmente, en analizar y contrastar características y posibilidades del uso de UAVs ligeros para gestión de recursos hídricos, aunque se indica que los UAVs ligeros actualmente no son adecuados para realizar tareas de monitoreo de gran escala (Áreas de extensión nacional o internacional por ejemplo) como se realiza, tal y como se ha analizado en el apartado anterior, con los satélites, pero pueden contribuir a comprender la evolución de las cuencas de manera local dada su habilidad para cubrir espacial y temporalmente las dinámicas y estructuras de la pequeña escala.

Por su parte, en el libro “Remote Sensing and Actuation Using Unmanned Vehicles” (Chao & Chen, 2012) también se pueden encontrar ideas y referencias que respaldan y complementan lo extraído del artículo anterior; sus autores indican que los últimos avances tecnológicos en redes inalámbricas y los sistemas electromecánicos han hecho posible el poder capturar imágenes aéreas usando UAVs pequeños y de bajo coste (Haciendo referencia también a información del caso de “u-blox” (u-blox, 2010)), y pudiendo ser operados por una o dos personas a lo sumo (Xbow Technology, 2009), destacando el que también se menciona la ventaja de poder ser lanzados manualmente (“*Hand-launched*”), y llevarlos en mano (“*Hand-carried*”).

Así mismo, y dado que se trata de un libro orientado al diseño, Chao & Chen analizan tres problemas o cuestiones críticas que presenta esta plataforma a la hora de llevar a cabo la teledetección y que son interesantes de mencionar, sin entrar en demasiada profundidad, en este punto de la revisión:

- Problema de integración de los UAS

El problema principal de utilizar UAVs pequeños en teledetección es la integración del sistema debido a que no hay (o no abundan) soluciones comerciales económicas (COTS¹) de amplio espectro para aplicaciones civiles, hecho que convierte en un desafío el encontrar e integrar componentes COTS y utilizar proyectos de libre utilización para conseguir un sistema aéreo no tripulado competente.

- Problema de captura de imágenes

Refiriéndose a la búsqueda de la solución más rápida a la hora de planificar los puntos de vuelo que definen la trayectoria de la aeronave sobre el terreno de interés, lo cual plantea un problema de optimización que es tratado convenientemente en el libro.

- Problema de registro de imágenes y post-procesado

Refiriéndose a la correlación entre las imágenes y los datos temporales y espaciales, georreferenciación y registro de imágenes.

Estos tres planteamientos son cruciales, y deben ser tenidos en cuenta en el proceso de diseño si se pretende conseguir un sistema aéreo no tripulado robusto y plenamente funcional.

La principal idea que se puede sintetizar, y que parece ser recurrente en los documentos empleados hasta ahora, es que el uso de UAVs para labores de teledetección en el ámbito de la gestión de los recursos hídricos puede ser una solución perfectamente viable, y cuenta con importantes ventajas económicas y operacionales frente a otros métodos, siempre y cuando se realice un buen diseño, una adecuada planificación de la operación, y un despliegue acertado según el caso o situación en la que se requiera.

2.3 Proyectos e investigaciones actuales

Teniendo en cuenta la cantidad de papers y artículos de investigación que tratan este contenido, y las numerosas referencias encontradas en los mismos, se puede afirmar rotundamente que se han conseguido numerosos avances y desarrollos con esta tecnología en el área de la gestión de recursos hídricos. El orden seguido con los documentos se basa en la extensión de la lámina agua estudiada en cada uno, empezando por aquellos de menor tamaño (humedad del suelo, riachuelos, etc.), y terminando con casos de ríos, pantanos e inundaciones.

Por un lado, son cada vez más los estudios que demuestran la utilidad de su integración en evaluaciones hidrológicas y/o ecohidrológicas, como en el caso de los vuelos con UAV realizados por Anderson (y otros) en el año 2012, consiguiendo grandes resoluciones estudiando la humedad del suelo y la vegetación mediante sensores ópticos integrados en la aeronave (Anderson, y otros, 2012). También se han realizado mapeos ecohidrológicos en los entornos de ríos, como los estudios realizados con UAV monorrotor (RPH2) a 150 metros sobre el río Kinugawa (Nagai, Chen, Ahmed, & Shibasaki, 2017) con el fin de evaluar la funcionalidad del UAV, y las ventajas de sus uso en esta tarea frente a los métodos tradicionales, llegándose a comparar incluso con los análisis basados en tierra, pues según indican en su artículo, con las inspecciones aéreas se consiguieron resoluciones tan altas como las que se suelen obtener con métodos basados en tierra, por supuesto suponiendo menos costes y tiempo de trabajo; los sensores embarcados empleados en la teledetección fueron una cámara digital, una cámara infrarroja, y un sensor GPS de alta precisión, obteniendo resultados y precisiones mucho mayores a las obtenidas mediante métodos tradicionales. También es de interés mencionar algunos estudios de patrones ecohidrológicos y su emergencia entre escalas², donde se han obtenido grandes precisiones gracias al uso de UAVs junto con nuevas herramientas computacionales y tecnología de sensores (Vivoni, 2012).

¹ El acrónimo COTS (del inglés Commercial Off-The Shelf, o “comercial, de la estantería”), se refiere a un producto disponible de forma comercial, no desarrollado de forma única o específica, sino incluyendo unos requerimientos genéricos y con intención de ser comercializado y/o vendido de forma más o menos masiva. (Fuente: <http://postgrado.ei.uvigo.es/ssiaBlog/wp-content/uploads/2010/12/Tesis-doctoral-Emilio-Garc%C3%ADa-Rosell%C3%B3.pdf>).

² Se refiere al estudio de patrones en la pequeña escala, y el análisis de su correlación con comportamientos a escalas mayores.



Figura 2-2. RPH2, utilizado en los estudios sobre el río Kinugawa

Siguiendo en la línea de estudios realizados en entornos de ríos, se han llevado a cabo monitoreos de los cambios topográficos de estas zonas, y la vegetación circundante, como en el estudio realizado por Luch Search Co. Ltd. Junto con la Universidad de Hiroshima (Watanabe & Kawahara, 2016), donde se empleó un dron de seis rotores, GPS, cámara digital (low-cost) y un sistema de vuelo autónomo, volando a 100 metros sobre el suelo a una velocidad de 4 m/s, con el fin de realizar un modelado 3D de la superficie del terreno, empleando fotogrametría con post-procesado en Pix4D Mapper para crear ortomosaicos georreferenciados, y mapeo 3D.



Figura 2-3. Ejemplo de los mapeos en Hiroshima

Los autores afirman haber obtenido altas resoluciones (entre 1.4 y 3 cm), y grandes precisiones (4 cm máximo de error), demostrándose, tal y como afirman en las conclusiones del documento, el gran potencial que supone el uso de UAVs en tareas de fotogrametría en mapeos de la morfología de ríos, aportando ortoimágenes y mapeos 3D de alto nivel de detalle, con resultados competentes y comparables a las inspecciones basadas en tierra.



Figura 2-4. “Hexacopter” empleado en Hiroshima

También hay informes de utilización de UAVs para mapeo de humedales de agua dulce (Li, Zhou, Duan, Wang, & Cui, 2010), obteniendo ortomosaicos con una precisión notable, y donde se hizo patente el que las fotografías aéreas tomadas se pueden utilizar de manera efectiva para caracterizar estas zonas, y que puede ser de gran aplicación, tanto para estudios científicos como para propósitos prácticos, tales como mapeo de vegetación en humedales, planificación medioambiental, diseño paisajístico de humedales, conservación y protección ecológica, entre otros. Otros estudios se centran en toma de imágenes con banda espectral estrecha para determinar estrés hídrico en viñedos empleando fotografía aérea con UAVs (Zarco-Tejada, Gonzalez-Dugo, & Berni, 2012; Baluja, y otros, 2012), o casos de monitorización de sistemas de irrigación con la misma plataforma (Jiménez-Bello, Royuela, Manzano, Zarco-Tejada, & Intrigliolo, 2013).

Se encuentran también casos muy curiosos, como por ejemplo algunos desarrollos en cuanto a inspección colaborativa (Pinto, Santana, & Barata, 2013), empleando distintos tipos de drones multi-rotor (Entre los que se encuentran los comerciales AirRObot, Asctec, Draganfly, o los de tipo “open source” como MikroKopter, OpenPilot, Arducopter, entre otros) en colaboración con un vehículo acuático no tripulado para inspección fluvial. Un aspecto destacable es que la arquitectura de comunicación del sistema completo emplea el concepto del “Internet de las Cosas”, mediante una interacción e intercambio constante de información de los sensores integrados en los vehículos (red de sensores). Algunas de las ventajas de esta combinación innovadora son, por ejemplo, el que el UAV no se ve afectado por flujos de aire caóticos cercanos a la superficie (que pueden interferir en la correcta toma de datos), además de la operación colaborativa entre UAV y ASV³, cuya negociación constante permite optimizar la operación: el UAV aumenta el campo visual del ASV, mientras que este último realiza inspecciones de la ribera desde la superficie del agua. Según se indica en el artículo, los resultados son muy prometedores, aunque esta solución se encuentra en una fase muy inicial. Además, se reporta que se consiguió un aumento en la autonomía del sistema completo, y se consiguió más flexibilidad y fiabilidad.

Considerando la evaluación de masas de aguas más grandes, se tiene constancia de casos como el documentado en una publicación especial basada en la Conferencia Internacional sobre vehículos aéreos no tripulados en geomática (Marcaccio V., Markle E., & Chow-Fraser, 2016), en el cual se realizó un estudio con UAVs

³ Acrónimo del inglés “Autonomous Surface Vehicle”.

multirrotor y ala fija, adquiriendo fotos compuestas de alta resolución espacial sobre un pantano de agua dulce, con el fin de analizar vegetación acuática y mapear cambios dinámicos en el hábitat de las mismas, obteniéndose precisiones aceptables. Los resultados del experimento apuntan a que la flexibilidad de los UAVs para investigación y monitoreo revolucionarán la manera en la que se abordan y resuelven problemas ecológicos, especialmente en humedales costeros dinámicos.



Figura 2-5. “DJI Phantom 2 Vision+” y “senseFly eBee”, utilizados en mapeo de pantanos.

Un buen número de los artículos empleados hasta ahora, se han extraído del ya mencionado artículo de NRC Research Press (DeBell, Anderson, Brazier, King, & Jones, 2016), el cual está centrado en analizar el empleo de UAVs ligeros para gestión de recursos hídricos a escalas de cuenca, y en él se analizan las capacidades actuales y las futuras perspectivas de este concepto. El grueso del artículo está dedicado a evaluar las tecnologías UAVs disponibles actualmente, y su capacidad para actuar en el ámbito de la gestión de los recursos hídricos, así como la comparación de las distintas configuraciones y cargas de pago, pero este contenido será abordado en el siguiente apartado, el cual está dedicado a analizar las distintas soluciones de diseño dentro del marco UAV.

Sí es de gran interés para esta revisión una investigación sobre teledetección basada en cooperación multi-UAV (ligeros) para gestión de recursos hídricos en tiempo real, realizada en “Desert Lake”, en el centro-oeste de Utah (Chao, y otros, 2008), ya mencionada anteriormente. En el estudio se emplearon cámaras de bajo coste y alta resolución, con capacidad para reconfigurar la banda espectral en la adquisición según la misión para la que se utilice, entre las que se encuentra el monitoreo de la masa de agua, la humedad del suelo, y la vegetación. En el artículo se realiza una revisión de los distintos problemas a abordar (planificación de rutas, procesado de imágenes, precisión en la toma de datos, etc.), así como los resultados obtenidos en un ensayo práctico, donde evaluaron la precisión del ortomosaico obtenido mediante los UAVs, encontrando unos resultados prometedores a pesar de tener que solventar ciertos problemas que se han detectado en los primeros experimentos (sincronización entre UAV y computadora de procesado de datos, calibración de imágenes, problemas en la reconfiguración de banda espectral, entre otros). En el artículo se analizan, además, los distintos subsistemas integrados y embarcados, y las prestaciones conseguidas, contenido que se abordará en el siguiente apartado.

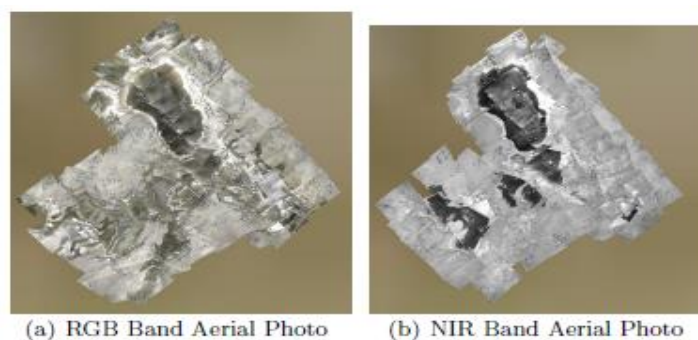


Figura 2-6. Ortomosaicos obtenidos en distintas bandas.



Figura 2-7. “Unicorn”, UAV de ala fija utilizado en Utah

Otro estudio de notable interés es el realizado por la Universidad de Ateneo de Manila (F. Ezquiel, y otros), donde se discute el uso de UAVs de ala fija y bajo coste para diferentes aplicaciones de teledetección, entre las que se encuentran la asistencia después de desastres, y gestión medioambiental (incluyendo recursos hídricos). Se realiza un análisis del flujo de trabajo a llevar a cabo para la obtención y evaluación de los ortomosaicos, y comparación de la efectividad del sistema aéreo actuando de manera autónoma, y en cooperación con otros sistemas en tierra empleando distribución colaborativa de la información. Entre las aplicaciones analizadas en el artículo, se incluye la gestión de lagos (mencionando el caso de los Siete Lagos de San Pablo, o el lago Palakpakín, donde se realizaron mapeos aéreos para monitorizar cambios temporales en los recursos hídricos, y apoyar así a los equipos de toma de decisión), y monitoreo de ríos (mencionando el caso del sistema del río Aklan, donde se obtuvieron imágenes aéreas para evaluar la erosión y la sedimentación, con el fin de estudiar las características hidro-físico-químicas del río y desarrollar adecuadamente las infraestructuras de control del mismo). Las conclusiones del artículo afirman la enorme utilidad del empleo de UAVs en estas aplicaciones, pues la toma de imágenes aéreas, empleando estas plataformas, permiten obtener datos que son esenciales para llevar a cabo acciones efectivas y realizar adecuadamente los análisis pertinentes.

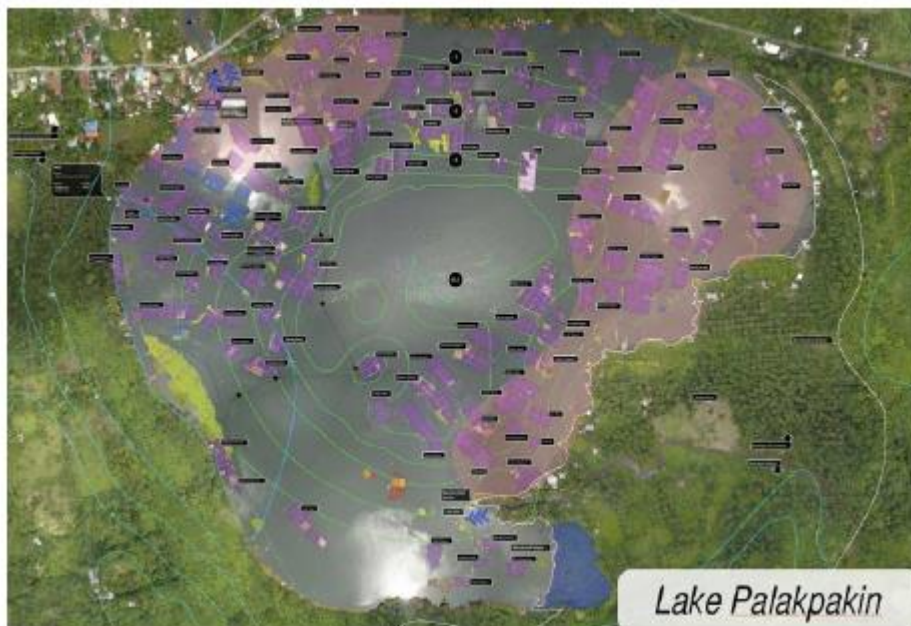


Figura 2-8. Ortomosaico obtenido del mapeo del lago Palakpakín

Se han encontrado, además, varios casos de investigación con UAVs en situaciones de desastre, tales como inundaciones o avenidas (de gran interés para este proyecto pues el diseño de la sección siguiente está orientado a este tipo de situaciones), lo que hace sospechar el gran potencial que ofrece esta tecnología en estas condiciones tan particulares, y la ingente cantidad de posibilidades de desarrollo que se tienen con los últimos avances tecnológicos en este campo. Como se verá en los siguientes párrafos, los estudios que se están llevando a cabo están arrojando resultados muy prometedores que pueden marcar la diferencia en el futuro a la hora de abordar este tipo de situaciones de emergencia en las que, junto con una adecuada gestión, se puede conseguir una reducción de los daños materiales, y evitar pérdida de vidas humanas.

Estudios como el realizado por la Universidad Politécnica de Bucarest (Sumalan, Popescu, & Ichim, 2016) arrojan resultados interesantes empleando fotografía aérea (RGB y HSV) tomadas mediante un UAV de ala fija (de nombre “MUROS”), con post-procesado de doble fase, basado en aprendizaje y segmentación de imágenes (ver figura 2-9), técnica muy empleada en medicina (detección de tumores) y en el ámbito militar. El algoritmo empleado en el procesado de imágenes, el cual es examinado en profundidad en el artículo, arroja resultados muy favorables, siendo muy destacable una tabla (“TABLE II. Estimation of the affected areas” en el artículo) donde se muestra una estimación del área inundada calculada por el algoritmo mencionado, en una serie de imágenes aéreas tomadas en un experimento con MUROS (figuras 2-10 y 2-11).

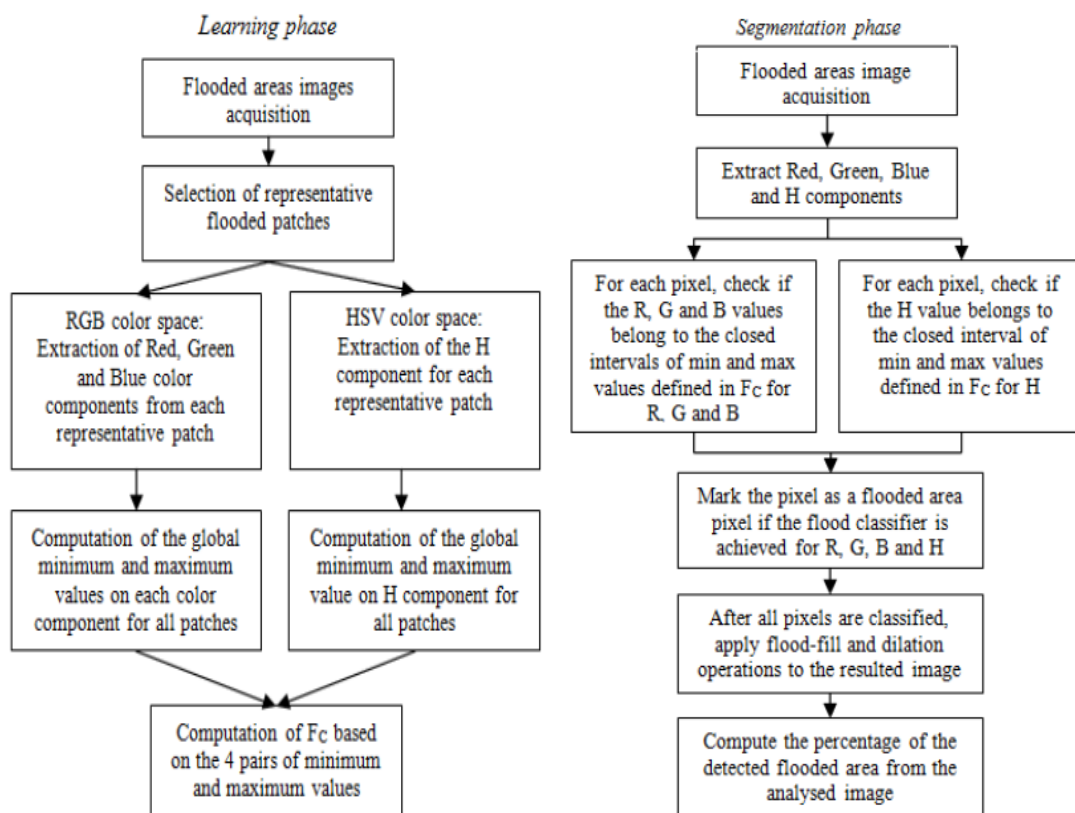


Figura 2-9. Fases del post-procesado de imágenes RGB y HSV

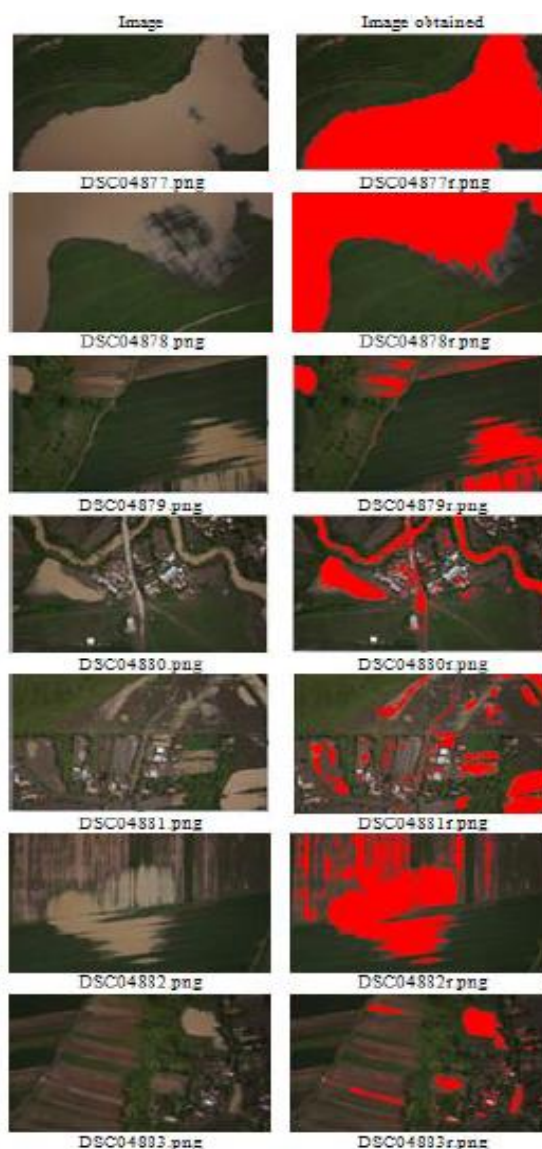


Figura 2-10. Áreas de inundación detectadas por el algoritmo

TABLE II. ESTIMATION OF THE AFFECTED AREAS

Image	Flood percentage
DSC04877r	52%
DSC04878r	44%
DSC04879r	17%
DSC04880r	14%
DSC04881r	13%
DSC04882r	30%
DSC04883r	5%

Figura 2-11. Estimación del porcentaje de área inundada

Cabe mencionar que se trata de un método de análisis de imágenes supervisado, es decir, necesita la definición de un criterio sobre la información obtenida en las imágenes RGB y HSV para la identificación de las zonas inundadas.

Otra investigación muy interesante, de gran relación con este proyecto, y en la línea del estudio anterior, es el realizado en la inundación de Yuyao (Zhejiang, China), donde también se empleó fotografía aérea mediante UAV, y cuyos resultados de post-procesado arrojan fuertes evidencias de la enorme utilidad, viabilidad y precisión de este método en el mapeo de inundaciones urbanas (Feng, Liu, & Gong, Urban Flood Mapping Based on Unmanned Aerial Vehicle Remote Sensing and Random Forest Classifier—A Case of Yuyao, China, 2015). Se hace bastante hincapié en la utilización de la técnica “Random Forest”⁴ y análisis de texturas como métodos de mapeo rápido empleando fotografía aérea de alta resolución. En el artículo se analiza el rendimiento de estas técnicas de post-procesado en situaciones donde el tiempo, como ya se ha indicado anteriormente en este documento, es un factor clave. Dado que se trata del artículo con el contenido más próximo a la temática del diseño que se aborda en la siguiente sección del documento, se va a analizar con algo más de profundidad.

El área de estudio del artículo fue la ciudad de Yuyao, al Este de China, donde la zona baja de la ciudad se encuentra en una zona relativamente abierta y de llanura plana. Las fuertes precipitaciones provocadas por el tifón “Fitow” (2013) provocaron el desbordamiento del río Zuiliang, que cruza completamente la ciudad, dando lugar a una de las inundaciones más graves de los últimos 60 años. La zona baja de la ciudad quedó completamente inundada y se podujeron cuantiosos daños económicos.

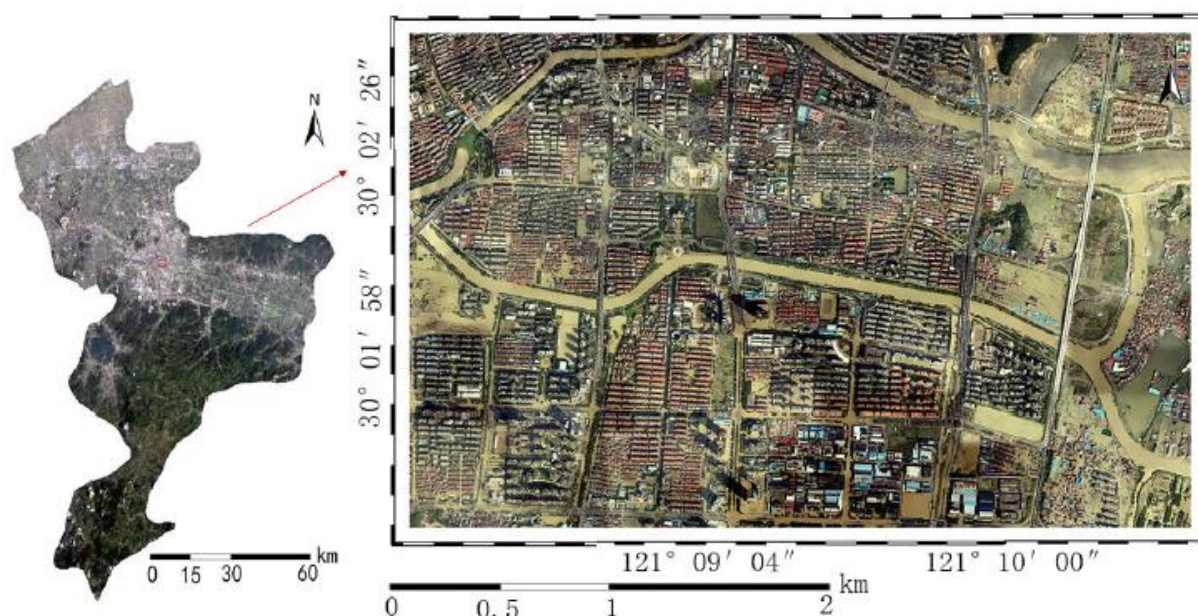


Figura 2-12. Mapeo aéreo de la zona baja de Yuyao

Se empleó un UAV de ala fija para recorrer la zona más afectada por la inundación. Se generó un ortomosaico de 10 kilómetros cuadrados con una resolución de 20 centímetros (figura 2-12) realizando dos despliegues de la aeronave. En el primer despliegue, el UAV se equipó con una cámara de amplio campo (GoPro) para realizar una inspección en tiempo real. En el segundo, el UAV se equipó con una cámara digital RGB para las tareas de mapeo.

Se siguió un flujo de trabajo muy parecido al empleado por la Universidad de Bucarest, siendo en este caso de fase única. Se combinaron las texturas extraídas del análisis correspondiente, junto con imágenes “raw” de tipo RGB para construir el espacio multidimensional, se entrenó (“calibró”) el algoritmo “Random Forest” con diversas muestras, y posteriormente se realizó el procesamiento completo de la zona para extraer las zonas inundadas, incluyendo una evaluación de la precisión obtenida (ver figura 2-14).

⁴ Se trata de un método (algoritmo) de aprendizaje conjunto empleado para clasificación, regresión, y otras tareas. Actualmente es uno de los algoritmos de aprendizaje más certeros que hay disponibles, y es capaz de trabajar con bases de datos extensas.



Figura 2-13. “River-Map”, el UAV empleado en Yuyao

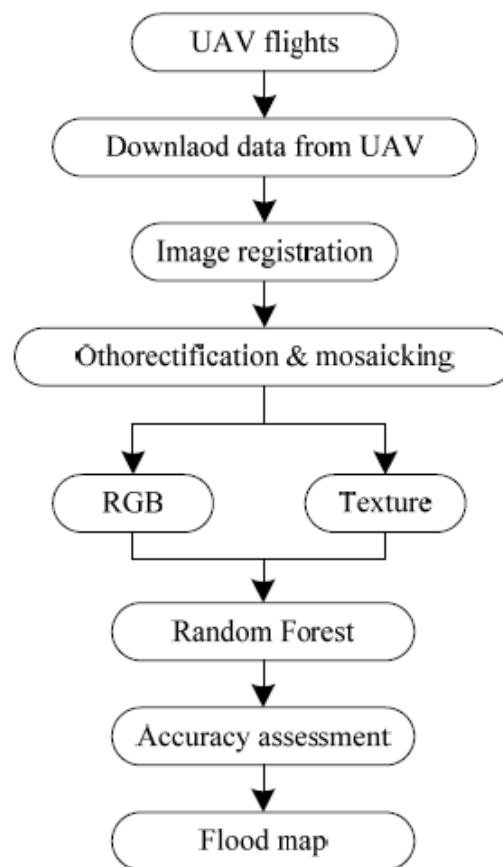


Figura 2-14. Flujo de trabajo (Yuyao)

En el artículo se concluye que los UAVs son una plataforma excepcional para realizar monitoreos de inundaciones urbanas, operando con el uso de los métodos de procesamiento híbridos, como el empleado en esta investigación, pueden permitir extraer datos de zonas urbanas complejas de manera precisa (precisiones máximas del orden del 85%), obteniéndose así un sistema que puede suponer un fuerte apoyo para llevar a cabo la toma de decisiones de manera efectiva.

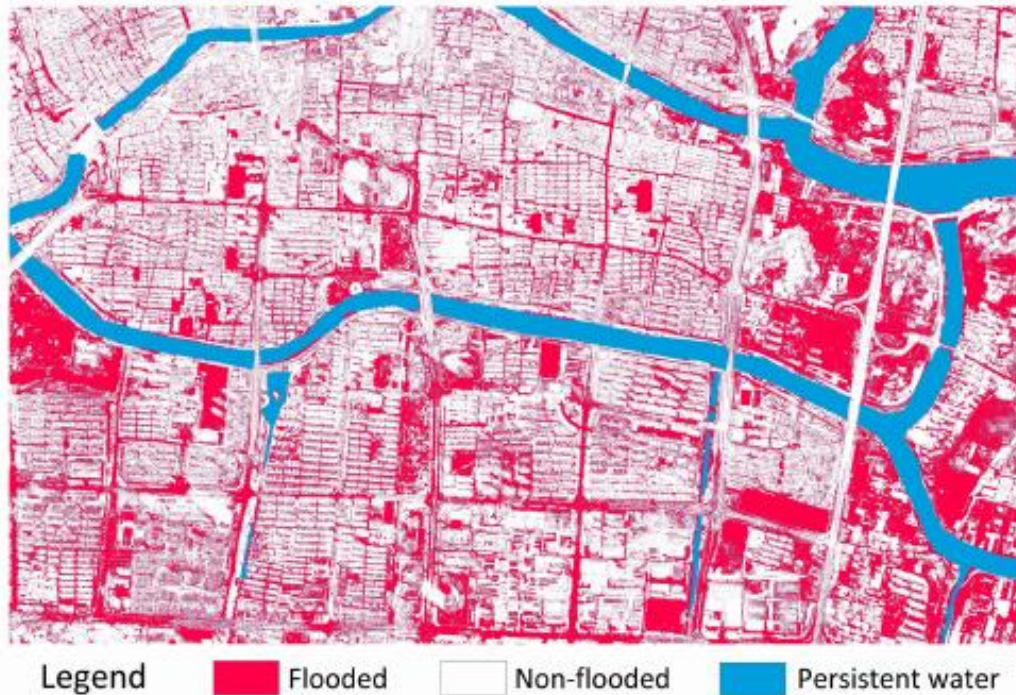


Figura 2-15. Resultado del procesado híbrido (RGB + Texturas)

Peter Srivaree-Ratana publicó un artículo relacionado con la gran inundación de Tailandia en el año 2011, analizando cómo ayudó el uso de UAVs para respuesta de emergencia en estas circunstancias (sobre todo en el apoyo a la toma de decisiones). En este caso no se realizó ortofotografía, sino captura de videos de las zonas inundadas que ayudaron a los investigadores a identificar los movimientos de agua, y monitorear numerosos aspectos de los problemas que acarrió la inundación. De entre las conclusiones del artículo, Srivaree-Ratana remarca el que los UAV pueden sobrevolar zonas inaccesibles y ofrecer conciencia situacional en estas situaciones de emergencia, empleando adquisición de datos instantánea que ayuda notablemente a los equipos de toma de decisión.

Por último, es de interés un curioso estudio realizado en Arabia Saudí, donde se propone un método diferente a los anteriores dentro del empleo de UAVs para llevar a cabo tareas de detección y monitoreo de riadas en tiempo real, con el que, según se indica en el informe, se puede conseguir salvar vidas y aumentar notablemente la eficiencia en las respuestas de emergencia (Abdulaal, Algarni, Shamim, & Claudel). El proyecto en cuestión presenta el uso de UAVs como una plataforma de detección lagrangiana⁵ de inundaciones usando microsensores. La idea de los investigadores consiste en que un grupo de UAVs dejaría caer varios sensores inalámbricos sobre las zonas a monitorizar, los cuales flotarían y serían llevados por las corrientes de la riada o inundación. Los UAVs recibirían las señales de dichos sensores, pudiendo así transmitir los datos en tiempo real y mapear la extensión de la inundación.

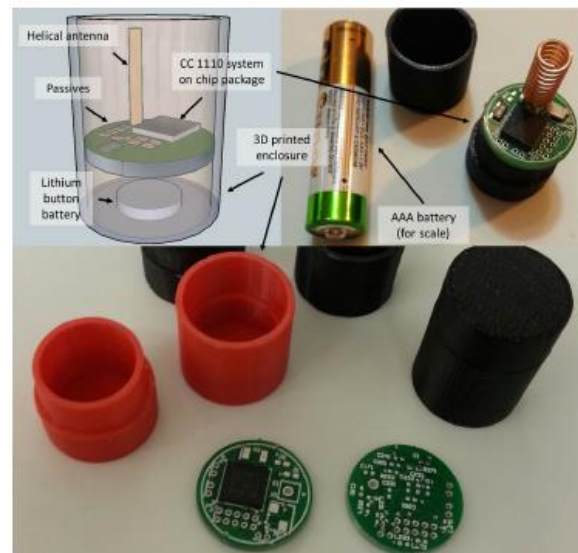


Figura 2-16. Sensores flotantes de bajo coste

⁵ Se refiere al modelado de la riada integrando las ecuaciones de Navier – Stokes (Mecánica de fluidos) en profundidad, asumiendo el que la escala vertical (profundidad, del orden de metros) es mucho menor que la horizontal (extensión de la inundación, que normalmente es del orden de kilómetros).

2.4 Diseños

Una vez realizada la revisión de un buen número de los proyectos e investigaciones que se han llevado a cabo en el contexto del uso de UAVs para gestión de recursos hídricos, y dado que parte de este proyecto consiste en la realización de un diseño conceptual de una plataforma de este tipo, es importante incluir una revisión de las características, configuraciones, y equipamientos de las aeronaves empleadas en este ámbito, con el objetivo de, por un lado, completar adecuadamente la revisión bibliográfica, y por otro, para orientar la fase de diseño y poder proponer los requisitos de los que partirá dicha fase.

Para la realización de este apartado se han empleado varios de los artículos, libros y documentos citados en el apartado anterior. El haber separado este apartado de la revisión anterior ha sido simplemente por razones de organización y estructuración del documento, pues la información encontrada es extensa, y de esta forma la presentación es más clara y ordenada.

2.4.1 Configuración y características

Un importante aspecto a tener en cuenta dentro de las posibilidades de diseño de los UAVs, el cual depende fuertemente de los requisitos y características de la misión, es la tipología de aeronave a elegir. A pesar de existir muchos más tipos⁶, sólo se van a describir y contrastar las configuraciones de ala fija y multi-rotor, pues son las únicas que han sido utilizadas en las investigaciones de los documentos empleados, además de que parecen ser las configuraciones más útiles y adecuadas para llevar a cabo tareas dentro de la gestión de recursos hídricos, afirmación que se argumentará a lo largo de este apartado.

Antes analizar las características de las distintas tipologías de UAV empleadas en los estudios citados en el apartado anterior, se va a presentar la tabla empleada en el artículo de DeBell (y otros), donde se contrastan las características principales de los UAVs según su tipología⁷, enfocado a tareas de gestión de recursos hídricos:

	<i>Ala fija</i>	<i>Multi-rotor</i>
<i>Autonomía</i>	25 – 75 minutos	6 – 25 minutos
<i>Capacidad de carga de pago</i>	1 – 2 kg	1 – 2.5 kg
<i>Estabilidad</i>	Media	Alta (vientos de poca intensidad)
<i>Capacidad de vuelo con viento</i>	Media – alta	Media
<i>Conocimientos requeridos</i>	Se requiere entrenamiento para asegurar la seguridad de la operación, y para cumplir con las normas de aviación locales.	
<i>Cobertura espacial</i>	80 – 320 hectáreas	20 – 40 hectáreas
<i>Características de despegue/aterrizaje</i>	Despegue convencional, catapulta, o lanzamiento manual. Requiere zona despejada para aterrizaje o recuperación con paracaídas.	Despegue/aterrizaje vertical
<i>Fallo motor</i>	Capacidad de planeo, caída y colisión controlados o paracaídas.	Caída y colisión
<i>Coste de sistema completo</i>	Low – cost: 1 – 5k \$ Gama media: 5 – 30k \$ Gama alta: +30k \$	

Tabla 2-1. Tabla comparativa de tipologías de UAV

⁶ En el artículo de DeBell (y otros) se añade la posibilidad de emplear globos aeroestáticos, cometas y dirigibles.

⁷ Se han analizado hasta un peso tope de 7 kg ya que, según se indica en el artículo, no están sujetos a tantas limitaciones legales y económicas.

Como se puede observar en la Tabla 2-1, los UAV de ala fija presentan mejores prestaciones en términos de autonomía y alcance, así como en cuestiones de lanzamiento, recuperación y en fallo motor, en contraste con los multi-rotor, los cuales pueden aportar pequeñas ventajas en cuanto a capacidad de carga de pago y estabilidad en vuelo (factor clave a la hora de tomar fotografías aéreas) respecto del primer tipo. Este primer análisis permite soportar la idea de que los UAVs de ala fija son más adecuados a la hora de cubrir grandes extensiones de terreno (Alcance/autonomía), y cuentan con importantes ventajas de despliegue, las cuales recuerdan a los fuertes requisitos operacionales (espaciales y temporales) que se dan en situaciones de emergencia, tales como inundaciones o avenidas.


Los propios autores del artículo, además de las características que se contrastan arriba, añaden el que las plataformas multi-rotor son, probablemente, las que pueden llevar a bordo un rango mayor de sensores, debido a la intercambiabilidad de los mismos en esta tipología de aeronave, pues en general éstos están fijados externamente por debajo de la aeronave, en contraste con los UAV de ala fija, los cuales suelen tener la carga de pago alojada en el interior, siendo así más complicada su modificación, penalización que se ve compensada con la protección de los sensores en caso de accidente al no estar expuestos.


Una vez comparadas las características principales de las dos tipologías básicas de UAV y con el fin de evitar exceso de información irrelevante en el documento a partir de este punto, es necesario realizar una elección entre una u otra tipología para la aplicación para la que se va a destinar el diseño de la siguientes sección.


Las características de la misión a llevar a cabo implican la cobertura de una lámina de agua extensa (inundación o avenida), que implicaría vuelos con trayectorias que se estiman entorno a 20 km en total a una altura de vuelo de unos 300 metros, sumándole la necesidad de tener cierta estabilidad para la toma de ortofotografías y fácil recuperación. Echando un vistazo rápido a las características de los UAVs en la tabla 2-1, y recordando algunas de las conclusiones de las misma, se puede afirmar con seguridad que la modalidad de UAV que mejor se adapta a las necesidades de la misión que se quiere llevar a cabo es la de **ala fija** pues, como ya se destacó anteriormente, son los que tienen mejores características en materia de autonomía y alcance, además de importantes ventajas en cuanto a despliegue y protección de carga de pago, teniendo en cuenta que se operará en situaciones y entornos relativamente agresivos donde la sencillez y rapidez de operación son factores clave.

A continuación, se van a presentar las características principales de varios UAVs de ala fija mencionados en los documentos de la revisión, de tal manera que se puedan ilustrar adecuadamente las particularidades de cada diseño.

2.4.1.1 Diseños de ala fija

Sirius (MAVinci)		
Envergadura	1.63 m	
Peso	2.7 kg	
Velocidad de crucero	65 km/h	
Tiempo de vuelo	50 min	
Otros datos:		
- Propulsión	Puller eléctrico sin escobillas (900 W)	UAV profesional de gama alta, de origen alemán, empleado para ortofotografía aérea. Buena estabilidad y operación en malas condiciones ambientales. Desmontable.
- Baterías	18.5 V 30 C 5300 mAh	
- Viento	Hasta 54 km/h	
- Altura ortofoto	59 – 750 m	

eBee sensefly	
Envergadura	0.96 m
Peso	0.69 kg
Velocidad de crucero	40 – 90 km/h
Tiempo de vuelo	50 min
Otros datos:	
- Propulsión	Pusher eléctrico sin escobillas (160 W)
- Viento	Hasta 54 km/h
- Cobertura	12 km ²
	 <p>UAV de cartografía profesional. Incluye software de planificación de vuelos. Permite operación multi-UAV. Materiales: espuma y fibra de carbono. Desmontable.</p>

Unicorn	
Envergadura	1 m
Peso	1.36 kg
Velocidad de crucero	40 – 72 km/h
Tiempo de vuelo	30 – 40 min
Otros datos:	
- Carga de pago extra	0.15 kg
- Propulsión	Pusher eléctrico sin escobillas
	 <p>Plataforma de gama media-baja. Incluye un sistema - estación de tierra para planificación y gestión de vuelo. Hardware configurable por usuario.</p>

River-Map Single Soldier I	
Envergadura	2.2 m
Peso	12 kg
Tiempo de vuelo	2 h
Otros datos:	
- Radio de control	20 km
- Recuperación	Paracaídas
- Propulsión	Pusher
	 <p>UAV de mapeo aéreo de origen chino. Lanzamiento manual o catapulta. Emplea componentes COTS.</p>

2.4.2 Equipamiento

Después de realizar una breve caracterización de las dos tipologías de UAV mediante varios ejemplos de cada una, y la elección de la modalidad de ala fija, es de elevada importancia revisar qué componentes debe incluir la aeronave para efectuar adecuadamente su vuelo y la tarea para la que se destina, de tal manera que se pueda estimar el peso de los dispositivos internos del UAV, cuestión de elevada importancia para el diseño posterior, y una aproximación del precio de dichos componentes. De esta forma, se pueden diferenciar 3 funciones básicas:

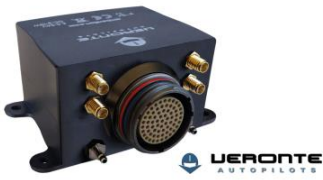


- Vuelo y navegación.
- Comunicación y transmisión de datos.
- Objetivos de misión.

A continuación, se van a describir los distintos tipos de dispositivos y componentes que se emplean para realizar cada una de las funciones arriba nombradas, así como identificar y contrastar aquellos que ya se embarcan en UAVs (que operen dentro del marco contextual del proyecto), así como los que pueden encontrarse en el mercado. Cabe indicar que el objetivo de esta parte es estimar el peso y precio de la carga de pago (todos los sistemas) que llevará a bordo el UAV que se diseñe en la siguiente sección.

La primera función se puede dividir en los siguientes aspectos (The Source for Unmanned Parts, Components, Systems and Accessories, s.f.):

- Autopiloto

Con el fin de no tener que recibir constantemente órdenes de control por parte del operador, se suele incluir un sistema (hardware y software) autopiloto, el cual se emplea para el control autónomo de la trayectoria y estabilidad de la aeronave, y su funcionamiento está basado en la pre-programación de la trayectoria de vuelo. (Autopilot, Wikipedia, s.f.). A continuación, se muestran algunos de los autopilotos que se pueden encontrar en el mercado y algunas de sus características más relevantes:

Producto	Peso	Tamaño	Precio	Otros datos	Aspecto
<i>Veronte (Embention)</i>	130 g	68.38 mm x 37 mm x 35 mm	995,00 € (Para UAVs pequeños)	Compatible con motores eléctricos y de combustión. Incluye IMU, magnetómetro, GPS y sensores de presión. Permite control de carga de pago: cámaras, antena de tracking, etc.	
<i>MP2128/HELI2 UAV Autopilot (Micropilot)</i>	28 g	100 mm x 40 mm x 15 mm	1.500 \$	Acelerómetros, giróscopos, barómetros, sensores de presión y GPS integrados No incluye antena GPS.	
<i>SmartAP Autopilot 4.2</i>	21 g	63 mm x 42 mm x 16 mm	380 \$	Interfaz USB IMU y magnetómetro integrados No incluye GPS (se oferta como módulo externo)	

Nota: Todos los datos e imágenes se han tomado de las páginas web oficiales de cada una de las empresas que comercializan los productos arriba descritos. (Consultar referencias)








Cabe indicar que se pueden encontrar los distintos sistemas de medición (GPS, barómetros, IMU, magnetómetro, entre otros) de manera aislada, pero dado que el peso y la compactación de los componentes es un factor crítico en este tipo de aplicaciones, se van a considerar únicamente los autopilotos como sistema suficiente para la navegación del UAV.

- Propulsión

Para la propulsión del UAV, se pueden encontrar dos opciones: turbopropulsión y hélice. Dado que el uso de turborreactores se escapa del rango de actuación de la aplicación de este proyecto, solo se van a considerar el caso de hélices, tanto en configuración pusher como puller. Así mismo, se descarta el uso de motores alternativos, debido a las altas penalizaciones en peso que llevan implícitas. Por ello, en este apartado solo se consideran hélices accionadas por motores eléctricos. A continuación, se muestran algunos ejemplos del mercado:

○ **Hélices**

En este caso lo más interesante será comparar los distintos precios de este tipo de producto. A continuación, se muestran algunas hélices extraídas de un catálogo de “HorizonHobby” (Consultar referencias), donde se ha encontrado que las más vendidas son:

			
E-flite 11 x 8 Electric Prop	E-flite Propeller: 12 x 4	ParkZone Propeller, 9 x 6: P-51 BL, Sportsman S+	E-flite propeller, 3 Blade, 12 x 7
5,99 \$	4,99 \$	3,49 \$	9,99 \$
			
Parkzone Propeller: 8.25 x 5.5	E-flite 5 x 2.75 Electric Propeller: UMX Beast, Sbach 342	E-flite Prop and Spinner 130 x 70 (2): UM 4-Site/Champ	E-flite 12 x 8 Electric Propeller
3,99 \$	3,99 \$	4,99 \$	4,99 \$

○ **Motores**





Procediendo de igual manera con los motores eléctricos:

			
E-flite Power 60 Brushless Outrunner Motor, 470 Kv	E-flite Park 480 Brushless Outrunner Motor, 1020 Kv	E-flite Power 25 BL Outrunner Motor, 870 Kv	E-flite Power 32 Brushless Outrunner Motor, 770 Kv
109,99 \$	49,99 \$	69,99 \$	74,99 \$
			
E-flite Power 15 Brushless Outrunner Motor, 950 Kv	E-flite Power 46 Brushless Outrunner Motor, 670 Kv	E-flite Power 90 Brushless Outrunner Motor, 325 Kv	E-flite Power 60 Brushless Outrunner Motor, 400 Kv
64,99 \$	89,99 \$	129,99 \$	109,99 \$

Y según se tiene constancia en el apartado de preguntas y respuestas de la web de “HorizonHobby” (Consultar referencias) en el catálogo de motores, el peso de este tipo de componentes suele ser de aproximadamente **200 gramos**, que es el dato relevante en este apartado.

- **Baterías**

Otro elemento de notable interés, y sobre todo en materia de peso y eficiencia, es la fuente de energía eléctrica. Algunas de las baterías comerciales son:

			
E-flite 5000mAh 6S 22.2V 30C LiPo, 10AWG: EC5	E-flite 4000mAh 4S 14.8V 30C LiPo, 12AWG: EC3	E-flite 3200mAh 3S 11.1V 30C LiPo, 12AWG: EC3	E-flite 2200mAh 3S 11.1V 30C LiPo, 13AWG: EC3
124,99 \$	79,99 \$	54,99 \$	29,99 \$
808 g	451 g	250 g	173 g

Para la función de comunicación y transmisión de datos, pueden ser necesarios dos componentes básicos:

- **Transmisores de datos**

Componentes que se pueden suponer integrados con el sistema de autopiloto.

- **Antenas**



Según lo observado en los catálogos de “Amazon” y “Pharad” (Pharad, s.f.), los pesos de las antenas de radio oscilan entre los 5 y los 100 gramos, y los precios entre los 5 \$ y los 15 \$.

Y por último, en cuanto a los dispositivos orientados a llevar a cabo las tareas de misión (carga de pago), se va a emplear el análisis empleado en el artículo de L. DeBell, donde contrasta el uso de varios dispositivos para telemetría en el campo de la gestión de recursos hídricos:



- Sensores ópticos (cámaras)
- Escáner láser
- Cámaras térmicas
- Dispositivos de medición hiperespectral y multiespectral

Dado que el UAV que se pretende diseñar en este proyecto tiene como objetivo tomar ortofotografías aéreas en el espectro visible, sólo se va a prestar atención al primer tipo de sensores.

Los sensores ópticos son los más baratos y sencillos, y tienen la capacidad de ofrecer datos de buena calidad en tareas de gestión de recursos hídricos si se operan adecuadamente. Cabe mencionar que la resolución de las imágenes depende de la altura de vuelo. Las cámaras que se contrastan en el artículo son:

Producto	Peso	Tamaño	Precio	Otros datos	Aspecto
Nikon D800 DSLR	1,28 kg ⁸	146 mm	1.349 €	Cámara de gama alta.	
		x	(Solo cuerpo)	Permite resolución menor a 1 cm para vuelos a 100 metros del terreno.	
		123 mm	(Precio Ebay)	Ideal para telemetría de alto detalle.	
		x	+	Limitado para UAVs de gran tamaño (QuestUAV).	
		81,5 mm	226,00 €	(Lente 50 mm)	
			(Precio Amazon)		
Sony a7R	0,6 kg	126,9 mm	1.548 €	Similar a anterior.	
		x	(Solo cuerpo)		
		94,4 mm	(Precio Photospecialist)		
		x	+		
		48,2 mm	208,85 €	(Lente 50 mm)	
			(Precio Fnac)		

⁸ Incluyendo cuerpo, batería, tarjeta de memoria, y lente de 50 mm

<i>Panasonic Lumix LX5</i>	290 g	110 mm	699 \$	Cámara compacta	
		x	(Precio Amazon)	Low-Cost	
		65 mm		10 Megapíxeles	
		x			
		43 mm			
<i>Sony NEX7</i>	560 g	120 mm	469 €	Cámara compacta	
		x	(Precio Carrefour)	Low-Cost	
		43 mm		24,7 Megapíxeles	
		x		Lente de 16 mm	
		67 mm			

Después de realizar una breve revisión de los componentes que debe incluir la carga de pago de la aeronave (incluyendo todos los sistemas esenciales para el vuelo), con la información recogida en las tablas de las páginas anteriores, se está en condiciones de realizar una estimación del peso de dicha carga de pago, parámetro crítico para la fase de diseño, y una aproximación del precio que dichos componentes suponen dentro del total de costes del sistema aéreo no tripulado, con el fin de valorar económicamente la presentación comercial del diseño que se realice en la sección siguiente de este documento.

Con el fin de acotar dichas estimaciones, y dado que existen numerosas combinaciones posibles entre los componentes analizados, se van a estudiar el caso más restrictivo y el menos restrictivo en términos de peso de carga de pago, estando el resto de soluciones entre ambos extremos. Para ambas soluciones extremas se va a emplear el autopiloto Veronte (Embention) dado que, por una parte, parece ser el más adecuado para la misión del UAV que se va a diseñar, y por otra, por ser el más completo al llevar integrados dispositivos de medida, GPS, control de carga de pago (incluyendo cámaras), dispositivos de comunicaciones, entre otros. Con ello se tiene:

<i>Componente</i>	<i>Caso más restrictivo</i>		
<i>Autopiloto</i>	Veronte (Embention)	130 g	995 €
<i>Hélice</i>	E-flite propeller, 3 Blade, 12 x 7	-	9,99 €
<i>Motor</i>	E-flite Power 60 Brushless Outrunner Motor, 470 Kv	200 g	109,9 €
<i>Batería</i>	E-flite 5000mAh 6S 22.2V 30C LiPo, 10AWG: EC5	808 g	124,99 €
<i>Cámara</i>	Nikon D800 DSLR	1280 g	1575 €
		Total	2418 g
			2814,8 €
		Factor multiplicador de 1,1	2660 g
			3096,4 €

<i>Componente</i>	<i>Caso menos restrictivo</i>		
<i>Autopiloto</i>	Veronte (Embention)	130 g	995 €
<i>Hélice</i>	ParkZone Propeller, 9 x 6: P-51 BL, Sportsman S+	-	3,49 €
<i>Motor</i>	E-flite Park 480 Brushless Outrunner Motor, 1020 Kv	200 g	49,99 €
<i>Batería</i>	E-flite 2200mAh 3S 11.1V 30C LiPo, 13AWG: EC3	173 g	29,99 €
<i>Cámara</i>	Panasonic Lumix LX5	290 g	699 €
	Total	793 g	1777,5 €
	Factor multiplicador de 1,1	872.3 g	1955 €

Nota 1: Se ha considerado que el precio en dólares es aproximadamente igual en euros.

Nota 2: Se han multiplicado los valores totales por un factor de 1,1 a modo de estimación del incremento de peso y precio asociado a otros componentes o partes necesarias (antenas, cables, servos, etc) que no se hayan tenido en cuenta.

De donde se puede estimar que la carga de pago del UAV tendrá un peso comprendido, aproximadamente, entre **0,8 kg** y **2,7 kg**, y un precio que oscila entre los **2000 €** y **3000 €** según las estimación realizada.

2.5 Propuesta de diseño

Después de realizar todos los análisis de diseño del apartado anterior, y dado que también se tiene una estimación de la carga de pago necesaria para llevar a cabo las tareas de telemetría aérea, se está en condiciones de proponer los requisitos y/o características básicas de las que partirá el diseño de la sección siguiente.

A continuación, se enumeran dichos requisitos, considerando que son los mínimos necesarios para llevar a cabo el diseño (Meroño Garnica, 2014; Esteban, 2016), junto con un breve comentario de cada uno a modo de argumento:

- **UAV de ala fija de 1 a 2 metros de envergadura.**

La razón de fijar ese intervalo de envergaduras radica en la comparación de los resultados obtenidos en materia de peso de carga de pago con los pesos de los UAVs analizados.

- **Alcance: 20 Km**

Requisito prefijado, entendido como una distancia de vuelo típica para la tarea de ortofotografía, teniendo en cuenta, además, que es una distancia de vuelo razonable si se calcula la correspondiente de los UAVs analizados en la sección anterior, tomando un tiempo de vuelo de unos **30 minutos** (entendido como suficiente para realizar las tareas de telemetría, y con suficiente margen para poder volver al punto inicial sin agotar las baterías antes de aterrizar).

- **Autonomía: 30 minutos**
- **Altura de vuelo: 300 metros**

Típica para la realización de ortofotografía.

- **Altitud de vuelo**

Se fijará en la parte de diseño teniendo en cuenta diversas consideraciones.

- **Velocidad de vuelo: 50 km/h**

Basado en UAVs similares: Sirius, ebee, Unicorn etc. (Consultar apartado “Diseños”).

- **Lanzamiento manual o catapulta**

Este requisito se fijará según el peso que se obtenga al final del diseño conceptual (sección 3), siendo deseable el lanzamiento manual, pues el montaje de la catapulta consumiría tiempo, algo que no es deseable en situaciones de emergencia.

- **Aterrizaje por contacto o red**

- **Carga de pago de 0,8 – 1,5 kg (Incluyendo todos los componentes)**

No se espera que alcancen los casos más y menos restrictivos expuestos anteriormente pues, en principio, la ortofotografía que se pretende llevar a cabo no necesita de calidades de imagen tan altas como la que puede ofrecer la Nikon D800, que como ya se ha visto, penaliza bastante en peso (restringe su uso a UAVs de gran tamaño) a pesar de ofrecer imágenes para telemetría de alto detalle, ni tampoco se espera que se consiga un diseño cuya carga de pago sea tan reducida como la opción menos pesada, por lo que, con el fin de no tener un intervalo de pesos posibles tan amplio, se va a fijar el rango del título de este punto. En la fase de diseño se propondrá un peso final de la carga de pago.

- **Velocidad del viento: 20 km/h**

Basado en dos muestras de datos históricos de AEMET, donde se ha tomado el valor de la intensidad media del viento el día después, o varias horas después, de que se hayan producido inundaciones, según información de periódicos digitales, en Cádiz (medición en San Roque, el día 06/12/2016, después de la inundación del día anterior en la Línea de la Concepción (El País, 2016)) y Málaga (medición en el aeropuerto de Málaga, el día 20/02/2017, después de la inundación del día anterior en Málaga capital (El confidencial, 2017)).

Finalmente, es importante indicar que se espera que el UAV final esté basado, o sea de características similares, a Sirius (consultar punto 2.4.1.1), ya que cumple o puede cumplir todos los requisitos arriba descritos, además de que dicho UAV está también destinado a la toma de ortofotografías aéreas. Esta última consideración será de notable importancia para orientar convenientemente la parte del diseño conceptual.

2.6 Propuestas futuras

Tras haber realizado una revisión de las tecnologías que se están empleando actualmente en este campo, es también de enorme interés para este proyecto incluir algunas propuestas futuras que de alguna manera predicen la evolución que van a tener este tipo de técnicas de telemetría aérea, y su fuerte impacto en el mundo la gestión de los recursos hídricos. En este sentido, es interesante incluir la información que incluye el artículo de L. DeBell (y otros) en una tabla con diferentes propuestas de despliegues de UAV para futuras aplicaciones, las cuales vuelven a demostrar el enorme potencial de esta rama tecnológica.

La primera propuesta consiste en el despliegue de UAVs para evaluación medioambiental en ciertas zonas designadas, o áreas de práctica agrícola que se encuentren en inmediaciones de cuencas hidrográficas, para ello se proponen dos opciones: la primera, el uso de UAV de ala fija con sensor óptico (cámara) para ortofotografía aérea del terreno, que en el campo de la gestión de recursos hídricos se emplearía para monitoreo de cambios hidrológicos en la pequeña escala sobre zonas de especial sensibilidad hídrica; la segunda opción consiste en el empleo de UAV de ala fija con cámara óptica y sensor multiespectral o térmico, para ortofotografía de amplio espectro y modelado de zonas mediante nubes de puntos, con lo que se podría detectar zonas de deficiente práctica agrícola, con su consecuente impacto en el uso de los suministros de agua, además de aplicaciones en agricultura de precisión para reducir el consumo de agua, herbicidas y pesticidas.

Otra de las propuestas que se recogen en el artículo consiste en la identificación de problemas en los recursos hídricos en relación a contaminación, erosión, especies invasivas o fallos en la infraestructura de suministro. Para ello, se proponen cuatro soluciones:

- Uso de UAV de ala fija con sensor óptico y cámara de vídeo térmica, mediante el cual se podría realizar ortofotografía, generación de nubes de puntos, y análisis de imágenes estáticas o vídeo, modelado de terreno y de recorridos de los flujos de agua, con monitoreo del transporte de contaminantes. En el campo de la gestión de recursos hídricos, esta propuesta se orientaría a detectar “puntos calientes” de contaminación, vertidos ilegales, o para la creación de modelos topográficos para identificar áreas de alto riesgo de contaminación.
- Uso de multirrotor con sensor óptico y/o LiDAR (sensor láser), destinado a ortofotografía, modelado del terreno, y nube de puntos a partir de sensor láser. La aplicación en gestión hídrica se orientaría a entender mejor la dinámica del suelo y la sedimentación, así como los eventos erosivos después de precipitaciones, caracterización de cambios en el terreno después de inundaciones, y modelado topográfico de abanicos fluviales para cálculo de conectividad y volumen de erosión.
- Uso de UAV de ala fija con sensor óptico y cámaras multiespectrales, destinado a ortofotografía de pequeña escala para mapeo de vegetación y generación de mapas multiespectrales. Dentro de la gestión hídrica, se utilizaría para evaluación de evidencias de especies invasivas que pudieran suponer un impacto en la calidad del agua en cuencas hidrográficas, o que legalmente requieran monitoreo.
- Uso de UAV de ala fija o multirrotor con videografía térmica, destinado a grabación de vídeo para análisis térmico e identificación de “puntos calientes”. En gestión de recursos hídricos, se utilizaría para sistemas de aviso temprano en cuanto a identificación de zonas secas.

Se añade también una propuesta relacionada con tareas monitoreo, restauración, análisis de contaminantes y del almacenamiento de agua en el suelo. Para ello se proponen dos soluciones: por una parte, el uso de UAV de ala fija con sensor óptico y térmico para ortofotografía y generación de nubes de puntos para modelado del terreno, de manera que, dentro de la gestión hídrica, permitiría evaluar con alta precisión la efectividad de las labores de restauración de terrenos en cuanto al impacto de la humedad en el suelo, escorrentías superficiales y erosión, entre otras; por otra parte, se propone el uso de multirrotor con sensor óptico y térmico, destinado a ortofotografía y análisis en vídeo para asistencia en la detección y reducción de contaminación marina de agua dulce.

Por último, se añade la posibilidad de desplegar UAVs multirrotor con sensor óptico y láser, destinado a toma de ortofotografía y generación de nubes de puntos para modelado, con el fin de realizar evaluación de impactos ecológicos y realizar inspecciones y monitoreos arqueológicos.

Los autores del artículo añaden el que, por un lado, la tecnología UAV, dentro del ámbito de la telemetría, debe aún evolucionar desde el ser únicamente empleados para toma básica de fotografías hacia tareas de captura radiométrica de datos más robusta, como ya se ha estado llevando a cabo recientemente (Burkart, Cogliateli, Schickling, & Rascher, 2014). Se indica así mismo el que, si se diese un movimiento hacia la recolección de datos radiométricos de alta calidad mediante plataformas UAV, se estaría en condiciones de obtener y compartir datos de la pequeña escala para validación de modelos hidrológicos de amplia escala.

Así mismo, se menciona el que, actualmente, la calidad de los datos radiométricos obtenidos mediante las cámaras convencionales que se integran en las plataformas UAV no son adecuadas, al menos, para conseguir buenos resultados en términos de clasificación automática de terrenos. Los usuarios deben mejorar el conocimiento en cuanto a las capacidades y limitaciones de ese tipo de sensores ópticos, y centrar la atención en obtener “la mejor ciencia” de “los mejores sensores”.

3 DISEÑO CONCEPTUAL

"Diseño es donde la ciencia y el arte llegan a un punto de equilibrio."

- Robin Mathew -

Una vez realizado el estado del arte del empleo de vehículos aéreos no tripulados en el campo de la gestión de recursos hídricos, habiendo hecho un repaso de las tecnologías que se emplean actualmente, las técnicas, métodos y herramientas que se aplican, así como los proyectos e investigaciones que se están llevando a cabo en este ámbito, se va a proceder a realizar un diseño conceptual de un UAV destinado a la toma de ortofotografía aérea para labores de teledetección dentro de un sistema integrado de gestión de los recursos hídricos y, en concreto, para evaluación de daños después de que se produzcan inundaciones, de tal manera que sirva como apoyo a los equipos de tomas de decisiones.

En cuanto al alcance de esta parte, el diseño conceptual ha consistido en un dimensionamiento de primer orden de la aeronave, fijando las fracciones de peso, características aerodinámicas básicas y actuaciones de manera iterativa hasta converger a una solución aceptable que cumpla los requisitos de misión.

3.1 Decisiones previas

Antes de comenzar el dimensionado inicial de la aeronave, es importante tomar algunas decisiones con el fin de reducir los rangos de diseño que se desprenden de los requisitos y orientar convenientemente el diseño.

3.1.1 Carga de pago

Como ya se mencionó en la sección anterior, considerar los casos extremos de carga de pago no era una opción conveniente por diversas razones (consultar punto 2.5), y por ello es conveniente realizar un análisis de una carga de pago mucho más realista, la cual pueda ser tomada como referencia para el diseño que se va a desarrollar en esta sección. Es importante indicar que, a partir de este punto, se va seguir la definición de carga de pago de un libro de diseño de aeronaves empleado para esta parte (Nicolai & Carichner, 2010), la cual se distingue del peso vacío en la siguiente tabla:

Peso fijo (Carga de pago) - $W_{payload}$		Peso vacío - W_{empty}
No sustituible	Tripulación y equipamiento	Estructura
	Sensores	Propulsión
Sustituible	Bombas y misiles	Subsistemas
	Cañon y munición	Aviónica
	Pasajeros (paracaídas)	Instrumentación
	Equipaje, comida, bebida, etc.	

Tabla 3-1. Desglose de pesos de una aeronave

De donde el único componente de carga de pago que aplica en este caso será “sensores”, refiriéndose a la cámara para la toma de ortofotografías.

Teniendo que el peso en despegue de la aeronave es:

$$W_{TO} = W_{fuel} + W_{payload} + W_{empty}$$

Y dado que el UAV que se pretende diseñar es eléctrico se tiene:

$$W_{TO} = W_{payload} + W_{empty} \tag{1}$$

En este punto, es necesario realizar una decisión de la cámara a montar abordo del UAV para fijar definitivamente $W_{payload}$ y tener una primera estimación del peso de la aeronave empleando ecuaciones empíricas, por lo que, considerando la tabla comparativa de cámaras, se van a tomar las cámaras Sony a7R (0.6 kg) y Sony NEX7 (290 g) para realizar una sencilla estimación de pesos (Esteban, 2016) empleando la siguiente ecuación para aproximar la fracción de peso en vacío:

$$\frac{W_e}{W_{TO}} = AW_{TO}^C K_{vs} \tag{2}$$

Donde, según la tabla de la figura 3-1, considerando “UAV – Small” y un avión de ala fija:

- $A = 0.86$ (Métrico)
- $C = -0.06$
- $K_{vs} = 1$

Table 3.1 Empty Weight Fraction vs W_0

$W_e / W_0 = AW_0^C K_{vs}$	A	{A-metric}	C
Sailplane—unpowered	0.86	{0.83}	-0.05
Sailplane—powered	0.91	{0.88}	-0.05
Homebuilt—metal/wood	1.19	{1.11}	-0.09
Homebuilt—composite	1.15	{1.07}	-0.09
General aviation—single engine	2.36	{2.05}	-0.18
General aviation—twin engine	1.51	{1.4}	-0.10
Agricultural aircraft	0.74	{0.72}	-0.03
Twin turboprop	0.96	{0.92}	-0.05
Flying boat	1.09	{1.05}	-0.05
Jet trainer	1.59	{1.47}	-0.10
Jet fighter	2.34	{2.11}	-0.13
Military cargo/bomber	0.93	{0.88}	-0.07
Jet transport	1.02	{0.97}	-0.06
UAV—Tac Recce & UCAV	1.67	{1.53}	-0.16
UAV—high altitude	2.75	{2.48}	-0.18
UAV—small	0.97	{0.86}	-0.06

K_{vs} = variable sweep constant = 1.04 if variable sweep = 1.00 if fixed sweep

Figura 3-1. Tabla para cálculo de fracción de peso en vacío

Utilizando las ecuaciones (1) y (2) en un método iterativo, empleando un iterante inicial para W_{TO} de 3 kg, se obtiene que:

- Montando la cámara Sony a7R ($W_{payload} = 0.6 \text{ kg}$)

W_{TO}	$W_{payload}$	W_{empty}	$W_{payload}/W_{TO}$	W_{empty}/W_{TO}
3.06 kg	0.6 kg	2.46 kg	19.6 %	80.4 %

- Montando la cámara Panasonic Lumix-LX5 ($W_{payload} = 0.29 \text{ kg}$)

W_{TO}	$W_{payload}$	W_{empty}	$W_{payload}/W_{TO}$	W_{empty}/W_{TO}
1.72 kg	0.29 kg	1.43 kg	16.7 %	83.2 %

Con el fin de tener una referencia para validar estos resultados, se puede acudir a las características de la aeronave que se tiene de referencia (Sirius, de MAVinci) con el fin de comparar los valores de las fracciones de peso:

W_{TO}	$W_{payload}$	W_{empty}	$W_{payload}/W_{TO}$	W_{empty}/W_{TO}
2.7 kg	0.55 kg	2.15 kg	20.3 %	79.6 %

Siendo las fracciones de peso de un orden similar, por lo que, en principio, se puede tener confianza en los resultados obtenidos con esta primera estimación.

De un vistazo rápido a las tablas superiores se puede ver que empleando la LX5 se obtiene la mitad de peso total que en el primer caso, por lo que se decide en este punto escoger la cámara del segundo caso, decisión que será beneficiosa en términos de precio, transporte, lanzamiento y recuperación, sin penalizar excesivamente la calidad de las ortofotografías obtenidas (24.7 megapíxeles). En este punto, también se puede fijar el que, al tratarse de un UAV de poco peso, el lanzamiento será manual y la recuperación será mediante red.

3.1.2 Altitud de operación

A fin de estudiar convenientemente las actuaciones de la aeronave, es interesante fijar el rango de altitudes al que se espera que vuele la aeronave. Para ello, teniendo en cuenta, según los requisitos, que la altura de vuelo esperada es de unos 500 metros, la altitud de vuelo se obtendrá sumándole dicha distancia al valor de la altitud de la zona sobre la que se opere. Se ha obtenido de <http://hispagua.cedex.es/> un mapa orográfico de la península ibérica con una escala de color para reflejar la altitud sobre el nivel del mar.

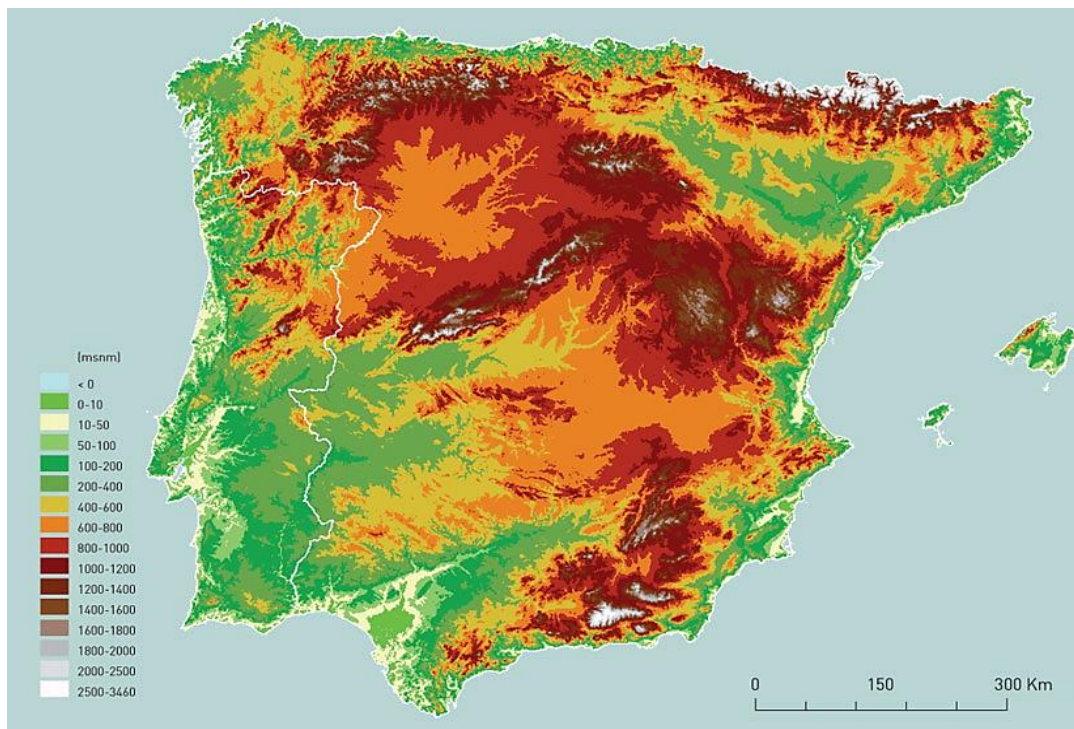


Figura 3-2. Mapa de altitud de la península ibérica

Y considerando el siguiente mapa con información sobre el riesgo de inundación en la península:

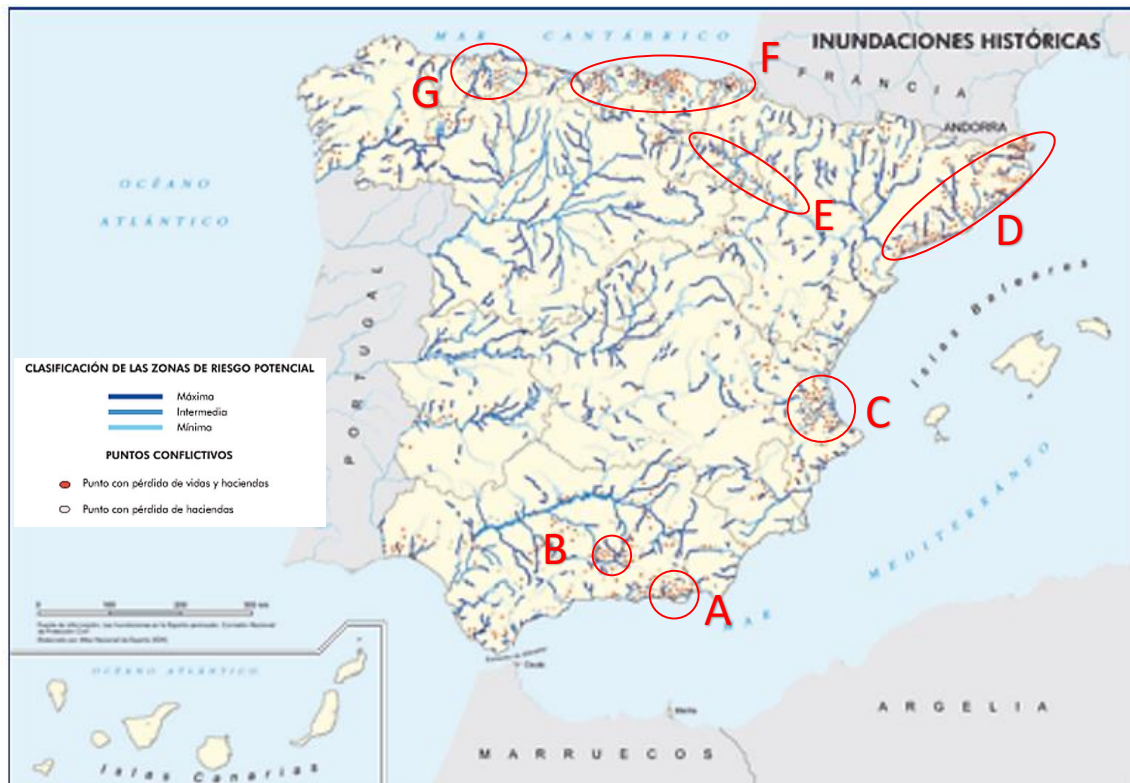


Figura 3-3. Mapa de riesgo hidrológico en España (obtenido de <http://www.ign.es/>).

Observando el mapa de la figura 3-3, y prestando especial atención a las zonas señaladas, en las cuales existe un mayor número de puntos conflictivos, involucrando pérdida de vidas y haciendas (puntos rojos), se puede tener una idea de los lugares donde existe un mayor riesgo potencial de que se produzcan desastres hidrológicos. Realizando un análisis en paralelo con el mapa de la figura 3-2, por una parte, en la zona sur de la península existen zonas de riesgo notable en áreas cercanas a la costa de la provincia de Granada (zona A, de 600 a 1000 metros), y en la parte central oeste de la misma provincia (zona B, 800 a 1000 metros). Por otra parte, en la costa del mediterráneo aparecen otras dos zonas importantes, una en la parte sur de la provincia de Valencia (zona C, de 10 a 200 metros), y otra en las zonas costeras de Tarragona, Barcelona y Girona (zona D, de 100 a 600 metros). Y por último, al norte de la península pueden destacarse 3 zonas de alto riesgo, una en las inmediaciones de la cuenca del Ebro (zona E, de 100 a 600 metros), otra en áreas cercanas a las costas de Cantabria y el País Vasco (zona F, de 50 a 400 metros), y en la zona occidental de Asturias (zona G, de 50 a 800 metros).

Una vez conocidas las altitudes aproximadas de aquellas zonas donde existe un mayor riesgo potencial de que se produzcan inundaciones o avenidas (basándose en datos históricos), y donde, en principio, se espera que sean lugares característicos de operación del UAV, se está en condiciones de fijar las altitudes definitivas a las que volará la aeronave. Siguiendo el criterio de “zona con altitud más restrictiva”, y dado que la altitud más crítica encontrada tiene un valor de 1000 metros, añadiendo un margen de un 20% sobre dicho valor y 300 metros de altura de vuelo sobre el terreno (requisitos de misión, sección 2), para las altitudes estudiadas se puede estimar que el UAV operaría hasta un máximo de 1500 metros sobre el nivel del mar. Sin embargo, dado que existen un número no despreciable de localidades (ABC, 2014) con altitudes relativamente elevadas (por encima de los 1500 metros), se decide ampliar el rango de altitudes hasta los 2000 metros para no limitar excesivamente las condiciones de operación de diseño del UAV, con lo que el requisito de altitud de vuelo queda fijado.

3.1.3 Aeronave de referencia y similares

Tal y como ya se mencionó en la sección anterior, se va a tomar como referencia Sirius, el UAV de la compañía MAVinci, al tener unas características muy adecuadas para los requisitos de misión que se tienen, por lo que a la hora de realizar estimaciones adimensionales (sobre todo para la aerodinámica preliminar), se van a tomar como referencia, a priori, aviones utilitarios del tipo Cessna Skylane, Cirrus SR20, Cherokee, J-3, Gippsland GA8, entre otros, que como se puede observar en las figuras 3-4 y 3-5, se asemejan o guardan parecido, en cierta medida, con el UAV de MAVinci (figura 3-6).



Figura 3-5. Cessna y Cirrus SR20



Figura 3-6. Cherokee y J-3



Figura 3-4. Sirius (MAVinci)

3.2 Características aerodinámicas básicas

Haciendo uso de las transparencias de la asignatura “Cálculo de aviones” y algunos libros (Nicolai & Carichner, 2010; Gundlach, 2012), se han podido realizar algunas estimaciones de parámetros importantes relacionadas con la aerodinámica de la aeronave en su fase conceptual.

Por una parte, es interesante conocer la relación de superficie mojada respecto a la de referencia que se espera que tenga el UAV, lo cual se puede estimar considerando las aeronaves de referencia que se han mencionado en el punto anterior. Observando la figura 3-7, y teniendo en cuenta que uno de los aviones de referencia es el Cessna Skylane, se puede estimar que la relación S_{wet}/S_{ref} tendrá un valor de 4 a 1.

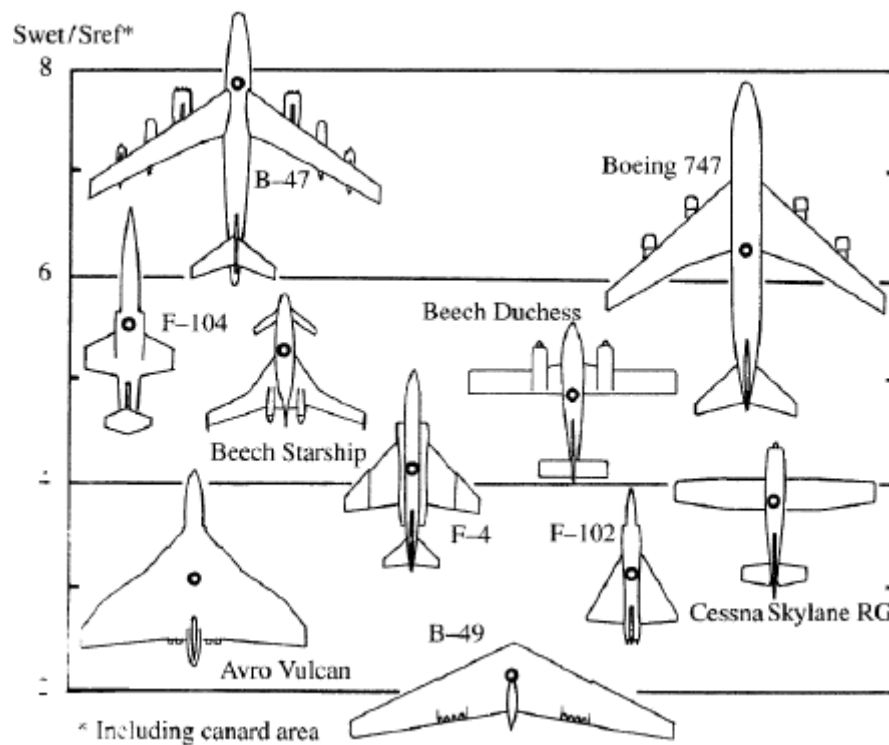


Figura 3-7. Relación S_{wet}/S_{ref} según el tipo de aeronave

Una vez conocido el valor de dicho parámetro se puede realizar una estimación del coeficiente de resistencia parásita C_{D_0} ; si se toma la tabla de la figura 3-8, para el valor de S_{wet}/S_{ref} obtenido, se obtiene que el coeficiente de fricción en régimen subsónico es:

$$C_{fe} = 0.0055 \text{ (Light aircraft – Single engine)}$$

Y entonces el valor del coeficiente de resistencia parásita es:

$$C_{D_0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_{ref}} = 0.022$$

Que es un valor aceptable, y coherente con la tabla de la figura 3-8 (considerando “Homebuilt”)

$$C_{D0} = C_{je} \frac{S_{wet}}{S_{ref}}$$

	C_{je} -subsonic
Bomber and civil transport	0.0030
Military cargo (high upsweep fuselage)	0.0035
Air Force fighter	0.0035
Navy fighter	0.0040
Clean supersonic cruise aircraft	0.0025
Light aircraft – single engine	0.0055
Light aircraft – twin engine	0.0045
Prop seaplane	0.0065
Jet seaplane	0.0040

Figura 3-8. Relación Swet/Sref según el tipo de aeronave

No	Aircraft type	C_{D0}
1	Jet transport	0.015 – 0.02
2	Turboprop transport	0.018 – 0.024
3	Twin-engine piston prop	0.022 – 0.028
4	Small GA with retractable landing gear	0.02 – 0.03
5	Small GA with fixed landing gear	0.025 – 0.04
6	Agricultural	0.04 – 0.07
7	Sailplane/Glider	0.012 – 0.015
8	Supersonic fighter	0.018 – 0.035
9	Homebuilt	0.025 – 0.04
10	Microlight	0.02 – 0.035

Figura 3-9. Valores típicos del coeficiente de resistencia parásita

La expresión de la polar parabólica del avión es de la forma:

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2 \tag{3}$$

Donde:

$$K = \frac{1}{\pi A R e}$$

Un valor aceptable para la eficiencia de Oswald “e” es 0.8, y en este punto, es necesario estimar el valor de la relación de aspecto “AR” para poder representar la polar de la aeronave, para lo cual se tomará referencia en otras aeronaves parecidas.

Tomando la curva sobre la que se ubican el Piper Cherokee, el J-3 y el Cessna Skyhawk en la figura 3-10, y considerando puntos más hacia la derecha en la misma curva para obtener mayor valor de la relación de aspecto (“A” en la figura), lo cual es beneficioso en tanto que, por un lado, se consigue mayor valor para el ratio sustentación-resistencia máximo, y por otro, se reducen los requisitos en potencia (Atkins, Ollero, & Tsourdos, 2016) de la aeronave (considerando que no aumenta demasiado el coeficiente de resistencia parásita).

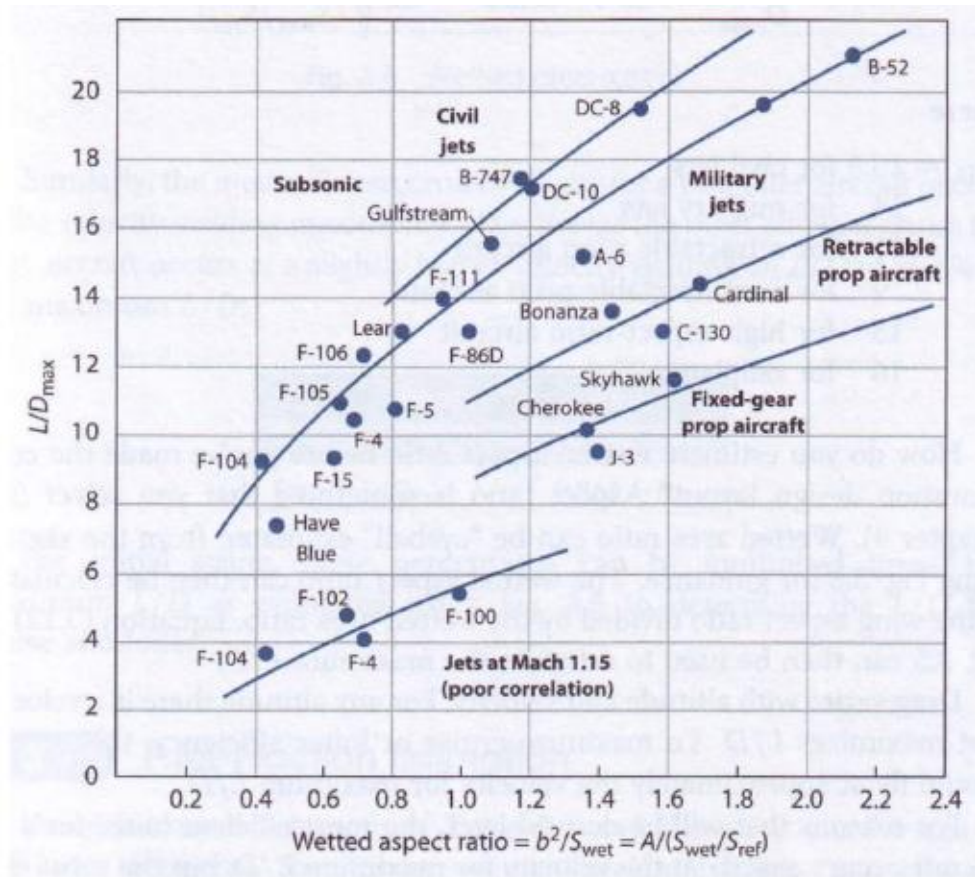


Figura 3-10. Valores típicos del coeficiente de resistencia parásita

Se propone un valor del ratio de superficie mojada de 1.8, lo cual, según la gráfica, corresponde con un valor de la relación sustentación-resistencia máxima de aproximadamente 12, y con ello:

$$AR/(S_{wet}/S_{ref}) = 1.8$$

Despejando la relación de aspecto y sustituyendo el valor de S_{wet}/S_{ref} obtenido previamente, se tiene:

$$AR = 4 \cdot 1.8 = 7.2$$

Si comparamos el valor obtenido con aviones de referencia (tabla 3-2), se observa que las desviaciones respecto al valor estimado son pequeñas, pudiendo asumirse entonces que la relación de aspecto calculada es aceptable.

Aeronave	Relación de aspecto (Fuente)	Desviación ⁹
Cessna Skylane	7.47 (Wikipedia)	+3.75 %
Gippsland GA8	7.9 (Wikipedia)	+9.72%
Piper Cherokee	5.63 (Skytamer)	-21.8%
J-3	7 (Wikipedia)	-2.77%
Cirrus SR20	9.1 (Aviamarket)	+26.38%

Tabla 3-2. Comparativa de valores de relación de aspecto

⁹ Porcentaje de desviación respecto del valor calculado

Finalmente, se decide elevar el valor obtenido de la relación de aspecto hasta **8**, pues se conseguirán así beneficios en términos de eficiencia aerodinámica.

Una vez estimado el valor de la relación de aspecto, se está en condiciones de calcular el coeficiente “K” de la polar parabólica (3) de la aeronave:

$$K = \frac{1}{\pi A R e} = \frac{1}{\pi \cdot 7.2 \cdot 0.8} = 0.0552$$

Con lo que la expresión de la polar parabólica es de la forma:

$$C_D = 0.022 + 0.0552 \cdot C_L^2 \quad (4)$$

Que si se representa se obtiene la siguiente gráfica:

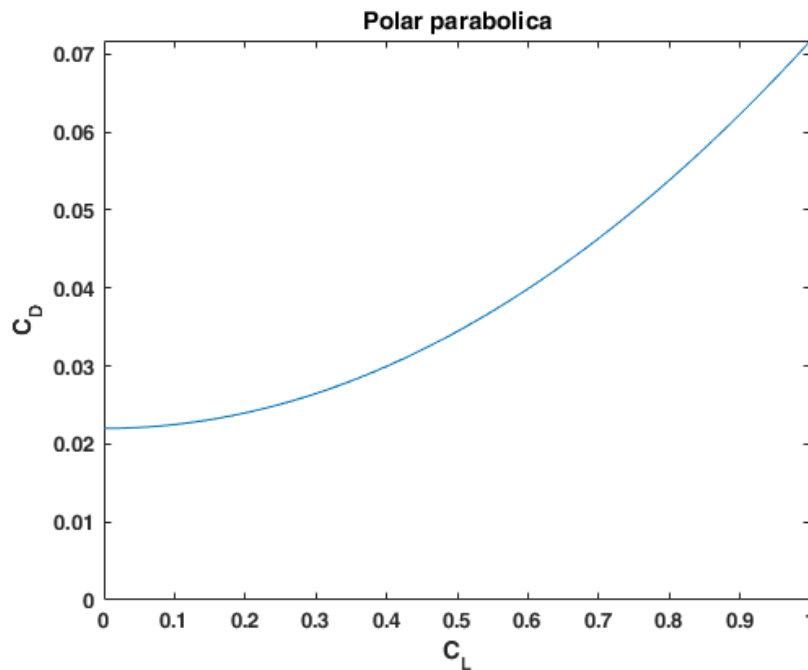


Figura 3-11. Polar parabólica

3.3 Estudio de actuaciones

El dimensionamiento inicial de la aeronave está fuertemente relacionado con cada una de los requerimientos impuestos por las actuaciones que se espera que realice la aeronave durante su operación. En concreto, con el fin de afinar en la estimación de las fracciones de peso y en la definición de los componentes que irán embarcados en el UAV, se van a analizar diferentes actuaciones mediante el diagrama “Potencia-Peso” (P/W) y “Carga alar” (W/S), el cual definirá una región de puntos admisibles en la que puede encontrarse el punto de diseño. Es importante indicar que la búsqueda del punto de diseño conduce a un proceso iterativo en el que cada vez que se elige un nuevo punto de diseño, para un peso inicial dado, la potencia y la superficie alar quedan fijadas, dando lugar a la selección de un determinado motor y batería cuyas características sean compatibles con las actuaciones que se estén estudiando. Con la selección de dichos componentes (catálogos comerciales), se deberá realizar de nuevo el cálculo dado que los pesos de dichos componentes serán, en general, distintos con cada nuevo valor de la potencia nominal en cada iteración.

A continuación, se van a analizar cada una de las condiciones de actuación que se van a considerar para este estudio, así como sus expresiones matemáticas, las cuales derivan de las ecuaciones generales de la mecánica del vuelo (Rivas & Gavilán, 2013).

3.3.1 Crucero

Considerando un vuelo horizontal a velocidad constante, la ecuación de equilibrio de fuerzas longitudinal da lugar a la siguiente expresión:

$$T = D$$

Donde "T" es empuje, y "D" es resistencia aerodinámica.

Si se multiplica en ambos lados de la ecuación por la velocidad de vuelo se obtiene la expresión de la potencia:

$$TV = DV = P = P_m/\eta_p$$

Siendo "P" la potencia propulsiva, "P_m" la potencia mecánica, y "η_p" el rendimiento propulsivo.

Teniendo en cuenta que:

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D$$

$$C_D = C_{D_0} + K C_L^2$$

$$W = L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L$$

Sustituyendo en la expresión de la potencia, reordenando términos y aplicando condición de crucero, se llega a:

$$\frac{P_m}{W} = \eta_p V_c \left(\frac{1}{2} \rho V_c^2 \frac{S}{W} C_{D_0} + \frac{2K}{\rho V_c^2 S} \frac{W}{S} \right) \quad (5)$$

Expresión que define el límite inferior de la zona admisible de diseño en el diagrama para la condición de crucero.

3.3.2 Ascenso

El ascenso se ha modelado considerando un ratio de ascenso (Esteban, 2016), definido en la siguiente expresión:

$$\frac{T - D}{W} = G$$

Multiplicando por la velocidad, y reordenando se obtiene:

$$\frac{P_m}{W} = V \eta_p \left(\frac{D}{W} + G \right)$$

Procediendo de manera similar al caso de vuelo de crucero se obtiene:

$$\frac{P_m}{W} = \eta_p V \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \frac{S}{W} C_{D_0} + \frac{2K}{\rho V^2 S} \frac{W}{S} + G \right) \quad (6)$$

Expresión que define el límite inferior de la zona admisible de diseño en el diagrama para la condición de ascenso.

3.3.3 Entrada en pérdida

Considerando la expresión de la velocidad de entrada en pérdida:

$$V_s = \sqrt{\frac{2}{\rho C_{L_{max}}} \frac{W}{S}}$$

Despejando la carga alar, se obtiene:

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho V_s^2 C_{L_{max}} \quad (7)$$

Expresión que define el límite superior de la carga alar en el diagrama.

El requisito de velocidad de entrada en pérdida viene determinado por el lanzamiento, es decir, dicha velocidad deberá ser menor a la velocidad nominal de lanzamiento manual (manteniendo un margen de seguridad determinado), cuestión que se tratará al final de este apartado. En este sentido, se tiene que:

$$V_L > V_s$$

Por lo que:

$$V_s = (1 - m_s) \cdot V_L$$

(siendo “ m_s ” un margen de seguridad)

Siendo:

$$m_s \in (0,1)$$

3.3.4 Viraje

Aunque esta actuación no será de especial relevancia en este tipo de aeronaves al no ser, en general, la dimensionante en el aparato, es interesante incluirla en el estudio al ser una actuación básica.

Fundamentalmente, la ecuación que relaciona la potencia-peso con la carga alar será prácticamente idéntica a la obtenida para el crucero, variando únicamente el valor del factor de carga “ n ”, el cual dependerá del ángulos de balanceo de diseño.

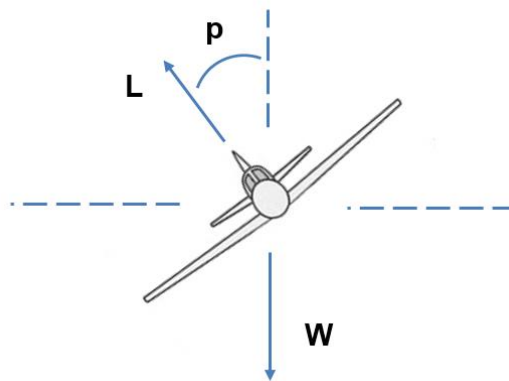


Figura 3-12. Modelización del viraje

Considerando un viraje a altitud constante, se tiene:

$$L \cdot \cos(p) = W$$

Y además:

$$n = \frac{L}{W}$$

Con lo que:

$$n = \frac{1}{\cos(p)}$$

En este sentido, considerando las ecuaciones obtenidas en el crucero, empleando:

$$L = nW$$

Se obtendría:

$$\frac{P_m}{W} = \eta_p V_c \left(\frac{1}{2} \rho V_c^2 \frac{S}{W} C_{D_0} + n^2 \frac{2K}{\rho V_c^2 S} \frac{W}{S} \right)$$

3.3.5 Consideraciones

A la hora de realizar el estudio se ha decidido que:

1. Se va a considerar exclusivamente el uso de motores eléctricos sin escobillas (“brushless”) pues, aparte de ser ideales para operar con baterías LiPo, la carencia de escobillas aporta la ventaja de eliminar el rozamiento de las mismas, aportando muy buenas prestaciones con la transmisión de altas potencias y mayor número de revoluciones, siendo el consumo de energía menor respecto a otros tipos de motor, contando incluso con un ahorro en peso. La única desventaja destacable es que su precio es algo mayor en comparación a los motores con escobillas.
2. Debido a que son ampliamente utilizadas en el mundo de los vehículos de radio control, aeromodelismo y UAV, y dado que tienen muy buenas prestaciones en cuanto a entrega de potencia a motores tipo “brushless” (sin escobillas) gracias a su elevadas tasas de descarga, ventajas en autonomía, y almacenamiento de energía en menos espacio y con menos peso, se van a considerar exclusivamente las baterías recargables LiPo (Litio-Polímero), siendo interesante incluir una breve descripción de este tipo de baterías con el fin de complementar este estudio. La nomenclatura de las baterías LiPo consiste en un número, que indica el número de elementos o celdas del que consta, y una letra, que indica el tipo de conexión entre dichos elementos (S para serie, P para paralelo). Cada celda posee un voltaje nominal de 3.7 voltios, por lo que el voltaje total de la batería depende del número de celdas que la componen, y el tipo de conexión entre ellas. Así mismo, es interesante mencionar la “capacidad” y la “velocidad de descarga” como parámetros claves de este tipo de componentes. El primer parámetro indica la cantidad de energía que puede llegar a almacenar la batería, la cual se mide, normalmente, en miliamperios hora (mAh). El segundo parámetro puede definirse como la rapidez con la que la batería puede llegar a descargarse de forma segura, es decir, la intensidad que puede ser suministrada durante una hora de forma continuada, expresándose, normalmente, siguiendo una nomenclatura “1C, 2C, 3C, ...”. Por último, es importante mencionar que este tipo de baterías tiene las pequeñas desventajas de ser algo más delicadas que las tradicionales, y exigir algunos cuidados especiales para su correcto uso y duración (Factor Hobby, s.f.).
3. Se va a fijar inicialmente el valor de algunos parámetros intermedios en función de resultados típicos para este tipo de aeronaves, pudiendo ser alterados en función de los resultados que se vayan obteniendo. Dichos parámetros son:

a. Coeficiente de sustentación máximo: $C_{L_{max}} = 1$

b. Rendimiento mecánico: $\eta_m = \frac{P_{mecánica}}{P_{eléctrica}} = 0.9$

c. Rendimiento propulsivo $\eta_p = \frac{P_{mecánica}}{P_{propulsiva}} = 0.65$

d. Velocidad de lanzamiento: $V_L \cong 8 \text{ m/s}$

Asumiendo que es una velocidad dentro del rango de coherencia, considerando la fuerza de un operario prototipo, para el peso de aeronave que se tiene (RC Groups, 2008) teniendo en cuenta que las velocidades de entrada en pérdida para UAVs pequeños están entre de los 6 o 10 metros por segundo (Swallow UAV, s.f.). En términos de carga alar, este requisito puede ser modificable en caso de que restrinja excesivamente el diseño.

e. Margen de seguridad para velocidad de pérdida: $m_s = 30\%$

- f. Ratio de ascenso: $G \sim 10\%$

Considerando que es un valor suficiente para sortear los obstáculos que pueda haber en el entorno de la zona de lanzamiento (árboles, edificios, etc.).

- g. Ángulo de balanceo (dimensionante): $p = 60^\circ$

Con lo que se tendrá que “ $n = 2$ ” en viraje a altitud constante.

4. La altitud de cada actuación será la más crítica, es decir, la más alta dentro del rango propuesto.
 - a. Crucero: $h_c = 2000 \text{ m}$
 - b. Lanzamiento/pérdida: $h_L = h_c - 300 = 1700 \text{ m}$
 - c. Viraje: $h_{\text{viraje}} = h_c$
5. La densidad se obtendrá mediante el modelo de atmósfera ISA que incluye Matlab para cada valor de la altitud.
6. Se tenderá a buscar diseños con bajas relaciones potencia-peso, con el fin de reducir necesidades en cuanto a baterías, y aumentar la carga alar, lo cual lleva aparejado mejoras en cuanto a estabilidad, velocidad, y agilidad en virajes.
7. Con el fin de evitar confusión, a partir de este punto se va a emplear en el documento la letra “ m ” para referirse a la masa de un elemento (gramos [g] o kilogramos [kg]), y “ W ” para referirse al peso del mismo (Newtons [N]).

3.4 Procedimiento iterativo

3.4.1 Iteración inicial

Dado que el motor y la/las batería/s son los componentes que, fundamentalmente, van a orientar los parámetros finales del diseño conceptual, es de elevada importancia realizar una primera estimación de cuáles van a ser los requerimientos en potencia según las características de las distintas actuaciones que se van a considerar, de tal manera que se acote el rango de prestaciones de dichos componentes en el proceso iterativo posterior. Así mismo, este iterante inicial permitirá valorar si los parámetros prefijados en el subapartado 3.3.6 son adecuados y se obtienen valores de diseño aceptables.

El primer paso es estimar cuál es el peso de la estructura del UAV y los equipos embarcados (excluyendo motor y batería), para ello se ha realizado la siguiente estimación inicial:

$$m_0 = 1.72 \text{ kg}$$

De donde:

$$m_p = 0.29 \text{ kg} ; m_{\text{motor}} \sim 0.2 \text{ kg} ; m_{\text{bat}} \sim 0.2 \text{ kg}$$

Considerando el peso medio de los motores con prestaciones medias revisados hasta ahora, y una batería tipo 3S (asumiendo que no serán necesarias baterías mayores).

Con lo que:

$$m_{\text{est.+eq.}} = m_0 - m_p - m_{\text{motor}} - m_{\text{bat}} \cong 1.03 \text{ kg}$$

Con este desglose de pesos, se ha procedido a implementar en Matlab las ecuaciones de las actuaciones del UAV, teniendo en cuenta todos los parámetros fijados, de manera que se ha obtenido el diagrama potencia-peso frente a carga alar, y se ha seleccionado un primer punto de diseño.

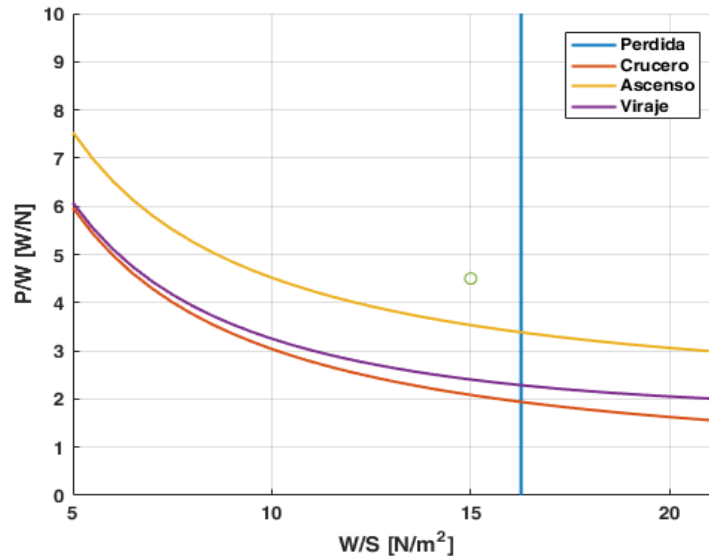


Figura 3-13. Diagrama P/W – W/S (Iteración 1)

Con el punto elegido ($\frac{W}{S} = 15 \frac{N}{m^2}$; $\frac{P}{W} = 4.5 \frac{W}{N}$), se obtiene:

$$P_{max} = \left(\frac{P}{W}\right) W_0 = 76.22 W ; S = W_0 / (W/S) = 1.13 m^2$$

Como se puede observar, se obtiene una superficie alar excesiva, teniendo en cuenta el tipo de UAV que se está pretendiendo diseñar. De hecho, si se calculan las dimensiones del ala empleando los parámetros estimados anteriormente, se obtiene:

$$S_{wet} = 4.51 m^2$$

$$b \cong 3 m$$

Donde no es difícil detectar que el diseño está sobre-restringido en términos de carga alar, es decir, para el peso de aeronave que se tiene, el rango de carga alar permitido es demasiado pequeño para poder obtener un diseño coherente y manipulable (una envergadura de 3 metros para un UAV de poco más de 1 kg no es aceptable). De hecho, se tienen referencias (RC Groups, 2008) de que los valores de carga alar típicos para un lanzamiento manual están por encima de $3 kg/m^2$ ($\sim 30 N/m^2$). La causa fundamental de estos primeros resultados recae sobre la restricción que impone la velocidad de entrada en pérdida, que en esta primera iteración tiene un valor de $5.6 m/s$. Leyendo algo más en profundidad en la fuente “RC Groups”, algunas recomendaciones señalan que es deseable que la velocidad de entrada en pérdida de UAVs con lanzamiento manual no debe ser mucho menor de $9 m/s$, y además, se añaden estimaciones sobre las velocidades de lanzamiento, que sitúan el rango entre los $9 m/s$ y los $11 m/s$; por tanto, se procede a modificar dicha ligadura de diseño de la siguiente manera:

$$V_L \rightarrow 10.5 m/s$$

$$m_s = 10\%$$

Obteniéndose en tal caso:

$$V_s \cong 9.5 m/s$$

Valor que, a priori, arrojará mejores resultados en términos del rango válido de carga alar.

Antes de pasar a una nueva iteración con los nuevos valores, es interesante observar las tendencias y relaciones entre algunos parámetros de interés, lo cual permitirá contrastar resultados con cada una de las posteriores iteraciones. En primer lugar, es interesante analizar cómo varía la potencia necesaria con la carga alar para una misma velocidad de crucero:

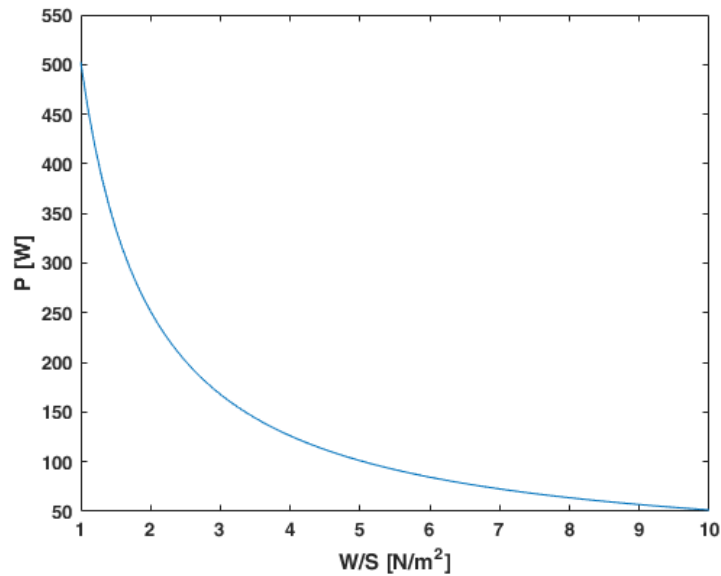


Figura 3-14. Relación “P – W/S” (Iteración 1)

Donde se observa que aumentar la carga alar, para una misma velocidad de crucero, reduce la potencia necesaria, algo que es determinante en términos de alcance y autonomía.

Esta tendencia también puede observarse si se representa la potencia en función de la velocidad de crucero (con datos de la primera iteración) para distintos valores de la carga alar (en $\frac{N}{m^2}$), obteniéndose:

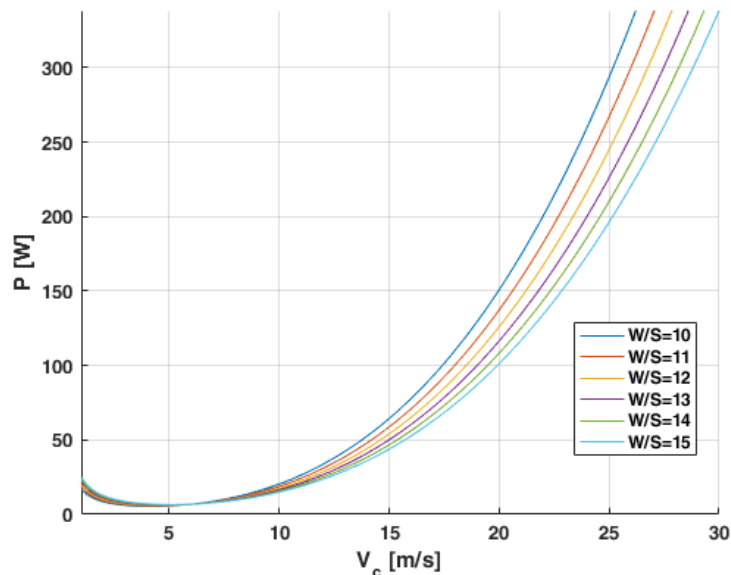


Figura 3-15. Relación “P – W/S” (Iteración 1)

Observándose, de nuevo, que aumentar la carga alar reduce la potencia necesaria para una misma velocidad de crucero (en el segundo régimen, es decir, en la zona de pendiente positiva). Cabe mencionar que este último diagrama muestra, en los mínimos de cada curva, la velocidad de mínima potencia, la cual será interesante de estudiar a fin de minimizar el consumo energético durante vuelo, pudiendo así maximizar la autonomía y el alcance del aeronave. De hecho, se puede ver claramente la relación entre la eficiencia aerodinámica y este punto óptimo si se combinan:

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}}; P = \frac{VW}{E}$$

Donde se obtiene que:

$$P = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} W \frac{C_D}{C_L} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} W \frac{C_D}{C_L^{3/2}}$$

Por lo que, para encontrar el óptimo de potencia respecto al coeficiente de sustentación, se tiene:

$$\frac{\partial P}{\partial C_L} = \frac{\partial}{\partial C_L} \left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}} \right) = \frac{\partial}{\partial C_L} \left(\frac{C_{D_0} + K C_L^2}{C_L^{3/2}} \right) = 0$$

Operando, se obtiene que el coeficiente de sustentación óptimo de potencia se corresponde con:

$$C_L^* = \sqrt{3} C_{L_{opt}}$$

De ahí que sea deseable fijar la condición de crucero (velocidad) lo más cerca posible de dicho óptimo.

Así mismo, si se representan los mínimos de la potencia para distintos valores de carga alar, se puede observar que la velocidad a la que se dan dichos puntos óptimos varía muy poco en el rango en de valores de carga alar del que se dispone en este caso según el diagrama:

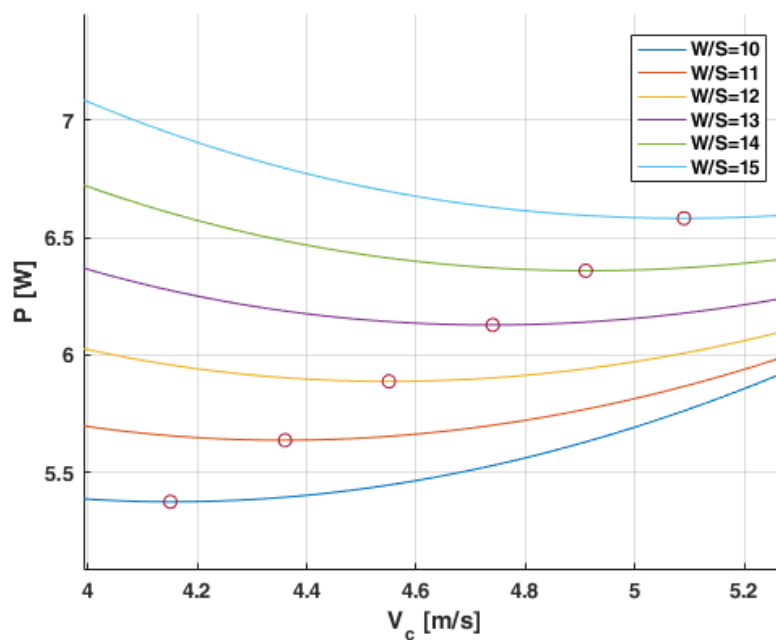


Figura 3-16. Detalle de los mínimos de potencia (Iteración 1)

Si se computa el rango de carga alar con más resolución, se pueden obtener las siguientes tendencias de los puntos de velocidad óptima:

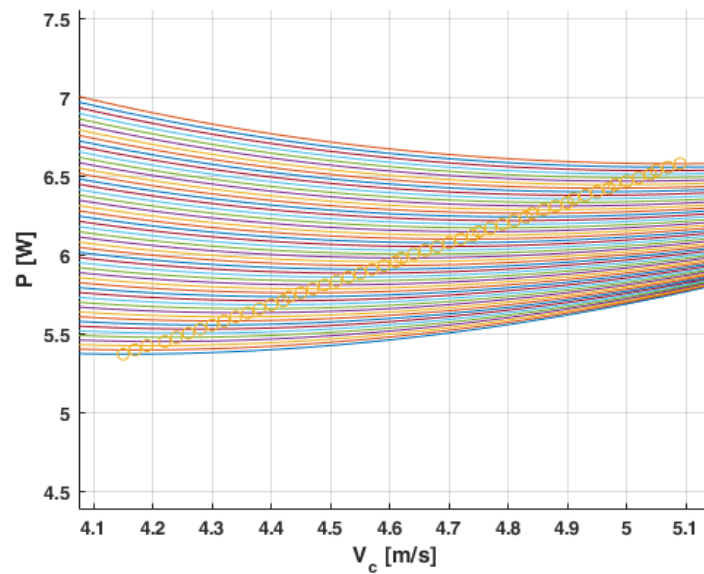


Figura 3-17. Detalle de los mínimos de potencia y mayor resolución de carga alar (Iteración 1)

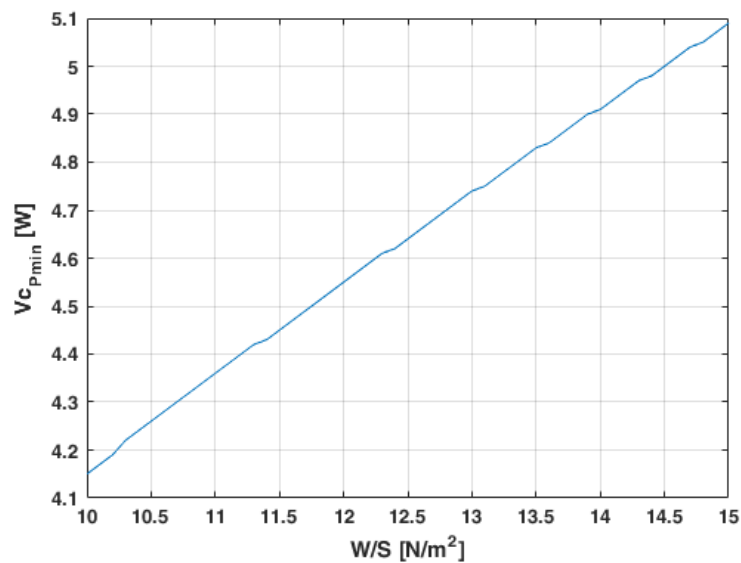


Figura 3-18. Velocidad de mínima potencia frente a carga alar (Iteración 1)

Pudiendo afirmarse que, en términos de aumento de autonomía y/o alcance (ahorro de energía), el rango del parámetro “carga alar”, para las restricciones impuestas en esta primera iteración, no permitirá aumentar la velocidad óptima de crucero hasta el valor requerido (~14 m/s), pero será deseable, como ya se ha indicado, emplear valores elevados dentro de la región válida del diagrama. Todo esto será comprobado en cada iteración con el fin de orientar el diseño hacia un óptimo.

Por último, es interesante observar cómo cambia la potencia óptima de crucero para distintos valores de la carga alar:

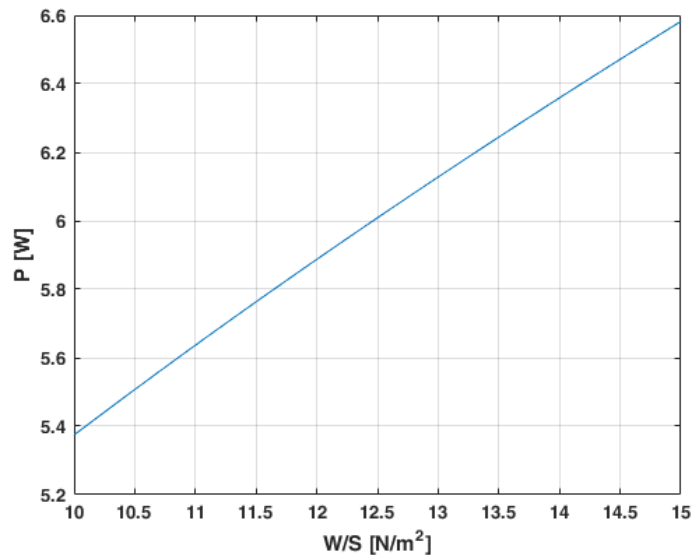


Figura 3-19. Potencia mínima para cada valor de carga alar (Iteración 1)

3.4.2 Segunda iteración

Como ya se ha indicado, en esta segunda iteración se han modificado los valores de velocidad de lanzamiento y de entrada en pérdida, teniendo:

$$V_L = 10.5 \text{ m/s}$$

$$V_s \cong 9.5 \text{ m/s}$$

Con estos nuevos valores, el diagrama potencia-peso frente a carga alar pasa a tener el siguiente aspecto:

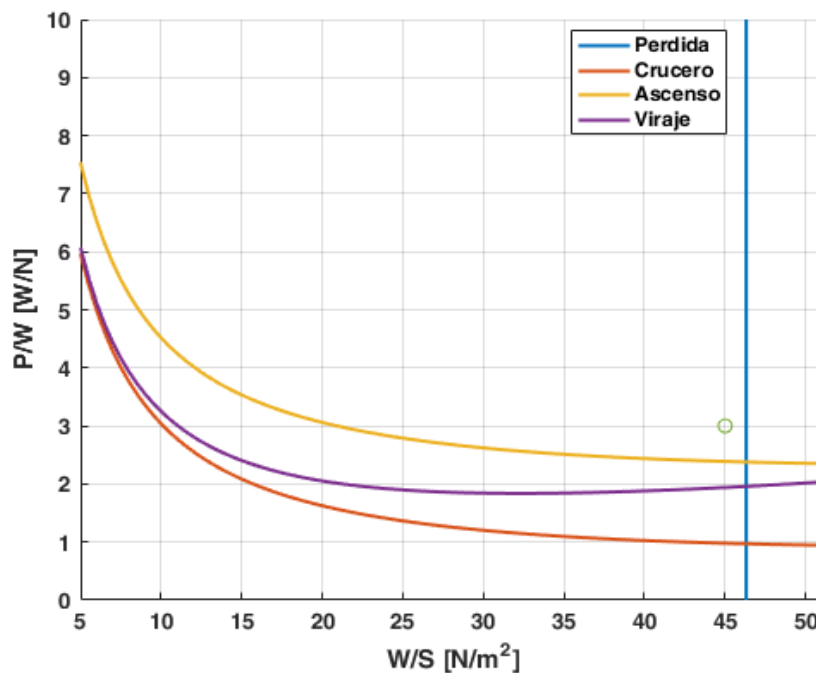


Figura 3-20. Diagrama P/W – W/S (Iteración 2)

Donde se observa el enorme aumento del rango de validez en términos de carga alar, lo cual, como ya se puede deducir según lo expuesto en la iteración anterior, dará lugar a poder disminuir sustancialmente la envergadura de la aeronave. El punto señalado en el diagrama corresponde con el nuevo punto de diseño elegido ($\frac{W}{S} = 45 \frac{N}{m^2}$; $\frac{P}{W} = 3 \frac{W}{N}$), y con él, se pueden obtener los siguientes valores de potencia propulsiva máxima y superficie alar:

$$P_{max} = \left(\frac{P}{W}\right) W_0 = 50.81 W ; S = W_0 / (W/S) = 0.376 m^2$$

Donde se tiene que la potencia propulsiva máxima ha disminuido casi un 35%, y la superficie alar ha disminuido más de un 66%. Con este valor de superficie alar, y empleando las estimaciones iniciales, se obtiene:

$$S_{wet} = 1.505 m^2$$

$$b = 1.73 m$$

Donde la envergadura está, ahora sí, dentro del rango que se espera obtener en el diseño conceptual final. Con estos nuevos valores, representando la potencia de crucero respecto de la velocidad para distintos valores de carga alar, se obtiene:

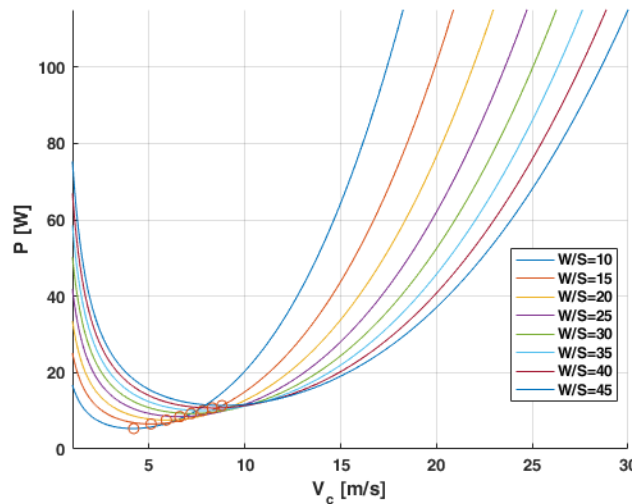


Figura 3-21. Relación “P – W/S” (Iteración 2)

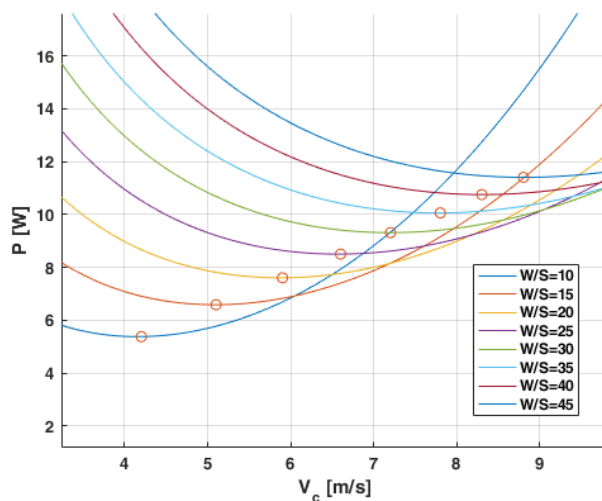


Figura 3-22. Detalle de puntos de mínima potencia para distintos valores de carga alar (Iteración 2)

Observándose en la figura 3-22 que el rango de velocidades de potencia mínima se acerca más a la velocidad de crucero de diseño, lo cual vuelve a indicar que es deseable fijar valores altos de carga alar. Así mismo, es interesante observar las siguientes tendencias en los mínimos:

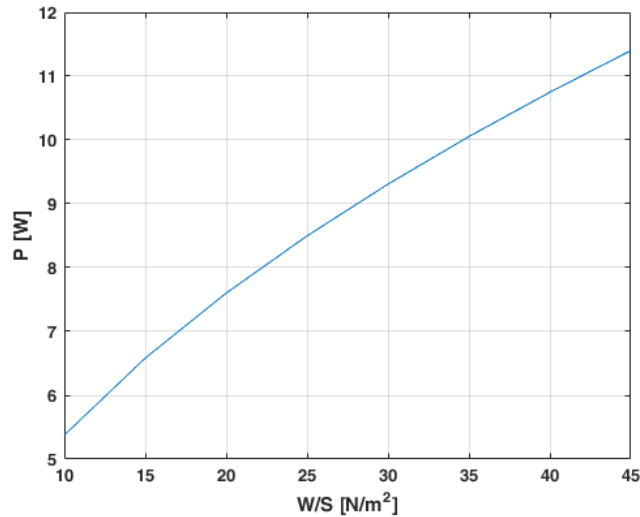


Figura 3-23. Relación “P – W/S” (Iteración 2)

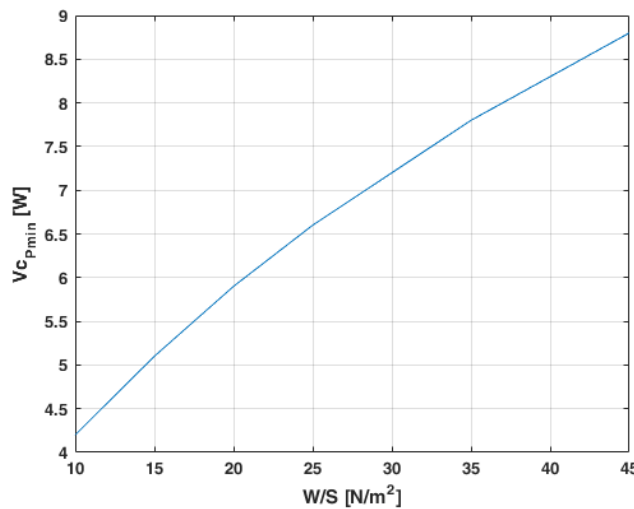


Figura 3-24. Relación “P – W/S” (Iteración 2)

Ahora sí, se va a proceder a estudiar las necesidades en cuanto a motor y batería con los nuevos parámetros de esta iteración.

Con el valor obtenido de la potencia máxima de diseño se tiene que la potencia eléctrica máxima necesaria es:

$$P_{e_{max}} = \frac{P}{\eta_p \eta_m} = 86.86 \text{ W}$$

Con el valor de la carga alar obtenido, se puede realizar una estimación de la potencia de crucero, valor de elevado interés para el estudio de la capacidad necesaria de la batería según el tiempo de vuelo. Entonces, empleando la ecuación:

$$P_c = W \cdot V_c \left(\frac{1}{2} \rho V_c^2 \frac{S}{W} C_{D_0} + \frac{2K}{\rho V_c^2 S} \frac{W}{S} \right)$$

Se tiene:

$$P_c = 16.58 W ; P_{e_c} = 28.35 W$$

Siendo la segunda potencia aquella que debe ser entregada por la batería durante, al menos, media hora (tiempo de vuelo de crucero). Empleando la expresión de la potencia eléctrica, se obtiene que la intensidad necesaria durante el vuelo de crucero (0.5 horas) para cada tipo de batería es:

- Tipo 1S: 7.66 A y un máximo de 23.47 A
- Tipo 2S: 3.83 A y un máximo de 11.73 A
- Tipo 3S: 2.55 A y un máximo de 7.82 A

En este momento, se está en condiciones de estimar el tipo de batería necesaria. Para ello, se ha empleado un nuevo catálogo (TodoHobby), donde se han encontrado las siguientes baterías.

Tipo	Capacidad	Descarga	Peso	Intensidad en 0.5 h	Máxima descarga continua (1h)
1S	730 mAh	-	21 g	1.46 A	-
2S	1800 mAh	30 C	108 g	3.6 A	54 A
2S	2200 mAh	30 C	115 g	4.4 A	66 A
3S	1000 mAh	30 C	80 g	2 A	30 A
3S	3700 mAh	60 C	155 g	7.4 A	222 A

Tabla 3-3. Baterías a analizar

Las baterías comparadas son:

- Batería LiPo 3.7 V (1S) 730 mAh (Q222)
- Batería LiPo 7.4 V (2S) 1800 mAh 30C MaxPro
- Batería LiPo 7.4 V (2S) 2200 mAh 30C LemonRC
- Batería LiPo 11.1 V (3S) 1000 mAh 30C LemonRC
- Batería LiPo 11.1 V (3S) 3700 mAh 60C LemonRC

Como puede observarse, en primer lugar, que una sola batería 1S sería insuficiente para suplir la demanda de energía calculada; incluso considerar la opción de emplear varias baterías 1S en batería puede no ser deseable en términos de peso y espacio requerido, e incluso para la capacidad de descarga máxima (aunque no se tenga información al respecto). Por otra parte, se observa que las baterías 2S de 2.2 Ah y 3S de 3.7 Ah aportan intensidad suficiente en el tiempo de vuelo propuesto, por lo que, a priori, podrían emplearse ambos tipos. Se opta por emplear una sola batería tipo 2S, en primer lugar, por cuestiones de peso, y en segundo lugar, se considera una mejor opción respecto a la configuración en paralelo de baterías tipo 1S, ya que, tal y como se ha podido comprobar en el catálogo de TodoHobby, los fabricantes de motores típicos para aeronaves de este peso en despegue (los más pequeños los catálogos consultados) recomiendan el uso de baterías LiPo 2S o 3S. Así mismo, el margen de descarga máxima continua es más que suficiente para suplir el demandado en el punto de diseño fijado en el diagrama.

Por último, se van a considerar dos motores del catálogo de TodoHobby:

<i>Modelo</i>	<i>Peso</i>	<i>Potencia eléctrica máxima</i>	<i>Batería recomendada</i>	<i>Dimensiones</i>
<i>Brushless 930 KV 2212/15</i>	47 g	77.7 W (2S)	2S – 3S	27.5 x 30 mm
<i>Brushless 1650 KV 2205-22 EMax</i>	34 g	77.7 W (2S)	2S	22 x 5 mm

Tabla 3-4. Motores a analizar

Se va a optar por la segunda opción, siendo el criterio principal el peso y el tamaño del motor. Es importante indicar que, aunque en términos de potencia máxima ambos motores se queden por debajo de la máxima fijada por el punto de diseño, el cambio de pesos que va a ir sufriendo el diseño rebajará la demanda energética y, como se verá en posteriores iteraciones, estos motores tendrán prestaciones más que suficientes.

Los nuevos componentes son:

- Batería: LiPo 7.4 V (2S) 2200 mAh 30C LemonRC
- Brushless 930 KV 2212/15 (47 g)

Con esta nueva distribución de pesos, se obtiene que:

$$m_{bat} = 0.115 \text{ kg} ; m_{motor} = 0.034 \text{ kg}$$

$$m_0 = m_{est.+eq.} + m_{bat} + m_{motor} = 1.47 \text{ kg}$$

Donde se ha obtenido que el peso del UAV ha sufrido una disminución de algo más de 200 gramos, lo cual tendrá efectos sobre los resultados que se desprendan del diagrama potencia-peso frente a carga alar, por lo que se deberá realizar, al menos, una nueva iteración.

3.4.3 Tercera iteración

Dado que el diagrama empleado es independiente del peso de la aeronave, y que el punto de diseño elegido anteriormente sigue siendo aceptable, se va a optar por escoger, de nuevo, el mismo punto de diseño. Con ello:

$$\frac{W}{S} = 45 \frac{N}{m^2} ; \frac{P}{W} = 3 \frac{W}{N}$$

Por lo que empleando el nuevo peso, se obtiene:

$$P_{max} = 43.43 \text{ W} ; S = 0.321 \text{ m}^2$$

Con lo que se obtiene:

$$b = 1.6 \text{ m}$$

Y la potencia eléctrica máxima:

$$P_{e_{max}} = \frac{P}{\eta_p \eta_m} = 74.25 \text{ W}$$

Y para la condición de crucero:

$$P_c = 14.18 \text{ W} ; P_{e_c} = 24.24 \text{ W}$$

Donde se puede observar la disminución en las necesidades de potencia, y en la superficie alar del UAV.

Analizando la intensidad necesaria para cada tipo de batería en la condición de crucero (media hora), se tendría:

- Tipo 1S: 6.5 A y un máximo de 20.06 A
- Tipo 2S: 3.27 A y un máximo de 10.03 A
- Tipo 3S: 2.18 A y un máximo de 6.68 A

Y de nuevo, se procede a realizar un cambio en la batería, pues, en este caso, la tipo 2S de 1800 mAh puede suplir la nueva demanda energética con el mismo motor. En este caso se tiene:

$$m_{bat} = 0.108 \text{ kg}$$

$$m_0 = m_{est.+eq.} + m_{bat} + m_{motor} = 1.46 \text{ kg}$$

3.4.4 Cuarta iteración

Empleando el mismo punto de diseño, se tiene:

$$P_{max} = 43.23 \text{ W} ; S = 0.32 \text{ m}^2$$

Obteniéndose:

$$b \cong 1.6 \text{ m}$$

Y la potencia eléctrica máxima:

$$P_{e_{max}} = \frac{P}{\eta_p \eta_m} = 73.9 \text{ W}$$

Y para la condición de crucero:

$$P_c = 14.11 \text{ W} ; P_{e_c} = 24.12 \text{ W}$$

Y dado que la variación respecto a la iteración anterior es considerablemente pequeña, se pueden suponer fijados la batería y el motor a utilizar.

Por supuesto, es interesante analizar la cercanía al óptimo de potencia en la condición de crucero:

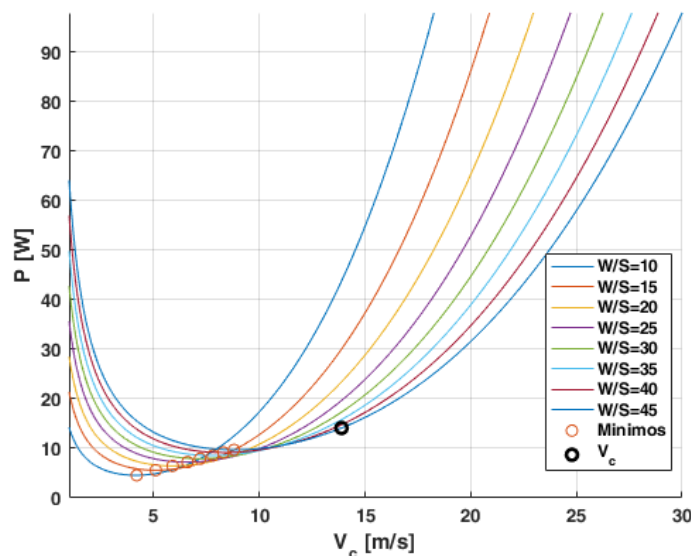


Figura 3-25. Relación “P – W/S” (Iteración 4)

Donde la potencia de crucero de diseño es algo más de un 40% de la óptima según el punto de diseño escogido, variación que, en principio, se va a considerar aceptable dentro de las restricciones del diseño (sobre todo, en términos del límite superior de carga alar impuesto por la velocidad de entrada en pérdida).

3.4.5 Correcciones mediante modelo CATIA

Una vez fijados los componentes esenciales de la aeronave, se va a proceder a afinar los resultados obtenidos introduciendo un modelo CATIA sencillo en el análisis, de manera que, mediante los volúmenes de cada uno de los sólidos generados, y a través de las densidades de los distintos materiales estructurales, se pueda estimar mejor el peso esperado de la aeronave, al menos, en la fase conceptual de su diseño.

Para el cálculo de pesos, se va a emplear:

- Elementos estructurales (varillas y cuadernas): Fibra de carbono ($\sim 1750 \text{ kg/m}^3$, Wikipedia)
- Material base no estructural (alas, fuselaje): EPP Foam ($\sim 45 \text{ kg/m}^3$, RCFoam)

En los siguientes puntos se detallan algunos cálculos y consideraciones previas al modelado en CATIA.

3.4.5.1 Componentes internos

<i>Producto</i>	<i>Peso</i>	<i>Tamaño</i>	<i>Aspecto</i>
<i>Autopiloto Veronte Embention</i>	130 g	68.38 x 37 x 35 mm	
<i>Batería LiPo 7.4 V (2S) 1800 mAh 30C MaxPro</i>	108 g	102 x 33 x 13 mm	
<i>Panasonic Lumix LX5</i>	290 g	110 x 65 x 43 mm	
<i>Brushless 1650 KV 2205-22 EMax</i>	34 g	22 x 5 mm	

Tabla 3-5. Componentes internos

Modelado:

- Cámara, batería, y autopiloto mediante paralelepípedos rectangulares (al menos, para cálculos preliminares).
- Motor: Cilindro.

Adicionalmente se considerará:

- Variador: Se supone, según catálogos, con un peso de unos 10 g, y con tamaño despreciable.
- Servos (x4): Se suponen, según catálogos, con un peso de aproximadamente 10 g cada uno, y tamaño despreciable.
- Hélice 8x6 (recomendada en TodoHobby) de aproximadamente 10 g.

3.4.5.2 Ala

Perfil NACA 4415 extruido una distancia igual a la envergadura de la última iteración realizada, incluyendo dos varillas de fibra de carbono huecas de sección circular que sirva como elemento de refuerzo para cada semiala, centrada en cada sección en la zona de mayor espesor del perfil. Resto del material no estructural será EPP Foam.

Dado que el ala resultante será rectangular, se ha calculado la cuerda de la sección de la siguiente manera:

$$S_w \cong b \cdot c$$

Con lo que:

$$c \cong 20 \text{ cm}$$

Empleando un catálogo de tubos de fibra de carbono (EasyComposites, s.f.), se opta por emplear, inicialmente, tubos de fibra de carbono tratados en horno, con un diámetro de 30 mm, un espesor de 3 mm, y reforzando toda la envergadura de la aeronave.

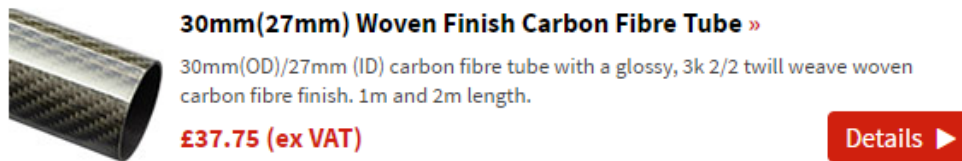


Figura 3-26. Tubo de fibra de carbono en catálogo (30 mm de diámetro externo)

Con el fin de soportar la decisión de emplear esta geometría y material para el refuerzo estructural, se va a incluir un breve análisis de esfuerzos según las cargas que se espera que soporte el ala.

Por una parte, se va a considerar una distribución de sustentación elíptica bajo un factor de carga extremo, que se va a considerar con un valor igual a 3, al que se le añade un factor de seguridad de 1.5 (“n = 4.5”), considerando que los posibles picos de dicho valor (determinadas actuaciones, ráfagas, etc.) tendrán un valor menor o igual al considerado durante la operación.

Por otra parte, se van considerar exclusivamente esfuerzos de flexión (los más críticos) en el encastre, considerándolo en el plano de simetría del aeronave.

El modelado de la varilla se ha realizado mediante una viga de sección circular hueca empotrada en voladizo:



Figura 3-27. Viga en voladizo

Y la sección se considerará de radio interior “r₁” y radio exterior “r₂”, siendo el espesor de pared “t” igual a la diferencia de ambos.

Según algunos fabricantes (Carbon Fiber Tube Shop, s.f.), las propiedades de este tipo de tubos de fibra de carbono son:

- Tensión máxima (según ensayo de tracción) = 1896.05 Mpa

- Módulo elástico (equivalente) = 117.21 GPa

Con ello, la inercia del perfil es igual a:

$$I = 2\pi r_m^3 t$$

Siendo “ r_m ” el radio medio de la sección circular hueca.

Aplicando teoría de resistencia de materiales, el punto de tensión máxima ante esfuerzos de flexión tendrá un valor:

$$\sigma_x = Mr_m/I$$

A continuación, se va a realizar el cálculo de tensiones con los valores de la geometría de ala obtenidos en la última iteración realizada, suponiéndose a priori que la varilla soportará con un margen notable todas las cargas a las que pueda estar sometida la aeronave durante su operación. Así mismo, la componente de flexión producida por el peso del ala se considerará despreciable en comparación con la contribución de las fuerzas aerodinámicas.

Se tiene que el momento de flexión en encastre debido a la sustentación es:

$$M_f = \int_0^{b/2} l(y)y dy$$

Y dado que se decide emplear una sustentación elíptica, se tiene que:

$$l(y) = \frac{4L}{\pi b} \sqrt{1 - \left(\frac{y}{b/2}\right)^2}$$

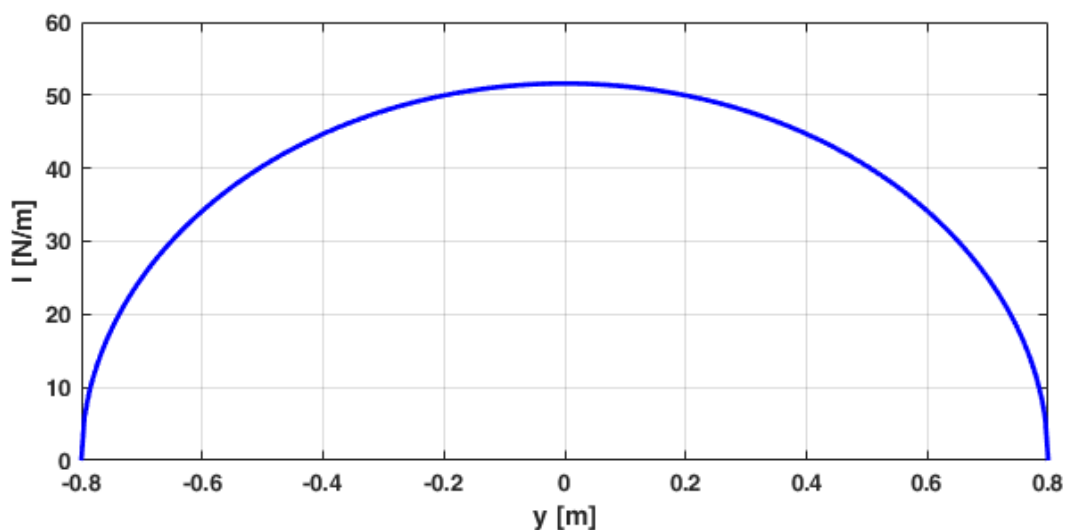


Figura 3-28. Distribución de sustentación elíptica

Por lo que, integrando en una de las semialas, se tiene que:

$$M_f = 7.336 Nm$$

Empleando la varilla de sección circular obtenida del catálogo (Diámetro exterior 30 mm, diámetro interior 27 mm), se tiene que:

$$I = 2\pi r_m^3 t = 2.727 \cdot 10^{-7} m^4$$

$$\sigma_x = 0.57 MPa < 1896.05 MPa$$

Por lo que la geometría escogida para las varillas tiene un margen de seguridad extremadamente elevado, argumento más que suficiente para considerar la opción de reducir el tamaño de las mismas, tanto en longitud como en sección, lo cual supondrá un ahorro en peso. Cabe mencionar que el peso de las varillas con esta configuración es:

$$m_{varillas} = 0.376 \text{ kg}$$

Se va a considerar una varilla de sección circular hueca de 14 mm de diámetro exterior y espesor 1 mm, reforzando 6/8 de envergadura, esto es, $\frac{3}{4}$ de cada semiala, asumiendo que el extremo de ala no reforzado aguantará los esfuerzos provocados por la distribución de sustentación entre $\frac{3}{4}$ y $\frac{1}{4}$ del semiala.

Con ésta geometría de sección, y dado que el momento flector es el mismo en el encastre, se tiene:

$$I = 2\pi r_m^3 t = 1.7255 \cdot 10^{-9} \text{ m}^4$$

$$\sigma_x = 4.14 \text{ MPa} < 1896.05 \text{ Mpa}$$

Donde, a pesar de que hayan aumentado ligeramente las tensiones máximas, se sigue estando lejos de los límites de resistencia del materia, decidiéndose fijar esta geometría de varilla para el diseño conceptual.

Así mismo, con esta geometría de varilla, se tiene que:

$$m_{varillas} = 0.114 \text{ kg}$$

Consiguiéndose así una reducción de casi el 70% del peso respecto a la primera geometría de varilla.

3.4.5.3 Fuselaje y cola

Modelado aproximado de fuselaje de (EPP foam), con el volumen interior suficiente para ubicar todos los componentes necesarios, incluyendo sujeciones de nylon, con las que se fijará el ala al fuselaje.

Con el fin de afinar algo más en el cálculo de pesos, se va a realizar de nuevo un cálculo estructural mediante un modelo sencillo del fuselaje, de manera que se pueda asegurar que con un espesor determinado, el fuselaje pueda aguantar los esfuerzos de flexión producidos por el timón de profundidad. Para ello, se va a considerar el fuselaje como una viga de sección rectangular hueca en voladizo, estando el empotramiento ubicado en el centro de gravedad del aeronave (que se considerará ubicado aproximadamente debajo de la varilla estructural del ala). Dado que no se espera que la envergadura cambie excesivamente en las próximas iteraciones, se va a fijar una longitud de fuselaje y una geometría de cola tomando las proporciones de los aviones "Cessna", de manera que:

- Fuselaje:

- Tramo entre hélice y ala (tramo 1) con una longitud aproximadamente igual a la cuerda, con lo que esta distancia se fijará en unos 20 centímetros.
- Tramo entre ala y cola (tramo 2) se fijará teniendo en cuenta las proporciones en el Cessna, por lo que se tiene que:

$$\frac{l_{fuselaje}}{b_w} = \left(\frac{7.84}{11.2}\right)_{cessna}$$

Entonces:

$$l_{tramo 2} = l_{fuselaje} - 0.2 \text{ m} = b_w \frac{7.84}{11.2} = 0.92 \text{ m}$$

Con lo que el UAV tendrá una longitud de aproximadamente 1.12 metros.

- Cola:

- Empleando las proporciones del Cessna se tiene que:
 - HTP:

$$\frac{b_{HTP}}{b_w} = 0.3145 \rightarrow b_{HTP} = 0.503 \text{ m}$$

$$\frac{c_{HTP}}{c_w} \cong \frac{5}{7} \rightarrow c_{HTP} = 0.127 \text{ m}$$

- VTP¹⁰:

$$\frac{b_{VTP}}{b_w} \cong 0.157 \rightarrow b_{VTP} = 0.251 \text{ m}$$

$$C_{VTP} \cong C_{HTP}$$

Para el cálculo, se va a emplear las ecuaciones de la dinámica del vuelo, considerando una deflexión máxima del timón de profundidad, y asumiendo que solo se produce un giro de cabeceo. Así mismo, se añadirá la contribución de la reacción de inercia de la cola (considerándola como una masa puntual). La inercia de la aeronave se obtendrá mediante un modelado sencillo de cada una de las partes, y componentes internos, considerando el ala como un paralelepípedo rectangular (de masa igual a la suma de la del EPP foam y la varilla), la cola como paralelepípedos de espesor 2 centímetros (HTP y VTP) con dos servos de 10 gramos cada uno, y los componentes como un paralelepípedo rectangular (80 x 80 x 338 mm¹¹) de masa igual a la suma de las masa de todos los componentes y centrado bajo la varilla del ala. De esta manera, se tiene:

$$\Sigma M_{fuselaje} = I_{UAV} \dot{q} = \Delta L l_2$$

Con lo que:

$$\dot{q} = \frac{\Delta L l_2}{I_{UAV}}$$

Considerando la reacción de inercia de la cola, se tiene:

$$F_I = m_{tail} a_\theta \cong m_{tail} \dot{q} l_2^2 = \frac{m_{tail} l_2^2 \Delta L}{I_{UAV}}$$

$$F_{total} = \Delta L - F_I$$

Reordenando, y sacando factor común, se obtiene:

$$F_{total} = \Delta L - F_I = \Delta L \left(1 - \frac{m_{tail} l_2^2}{I_{UAV}} \right)$$

Donde:

$$I_{UAV} = I_T + I_w + I_{comp} + I_f$$

$$m_{tail} = m_{HTP} + m_{VTP}$$

Siendo:

- “ I_f ”: la inercia del fuselaje en el centro de gravedad.
- “ I_T ”: la inercia de la cola en el centro de gravedad.
- “ I_w ”: la inercia del ala en el centro de gravedad.
- “ I_{comp} ”: la inercia de los componentes internos en el centro de gravedad.
- “ \dot{q} ”: la aceleración angular de cabeceo.
- “ l_2 ”: la longitud del tramo 2 del fuselaje.
- “ ΔL ”: el incremento de sustentación producido por la deflexión del timón.

El incremento de sustentación tiene la expresión¹²:

$$\Delta L = \frac{1}{2} \rho_{SL} V_c^2 S_{HTP} C_{LT}$$

¹⁰ Entendiendo por “ b_{VTP} ” como la longitud del timón de dirección.

¹¹ Resultante de ubicar todos los componentes de manera que su longitud mayor esté en dirección longitudinal, y con un margen del 20% para considerar las posibles holguras y espaciado entre elementos.

¹² Coeficiente de sustentación del HTP referenciado a su superficie.

Y el valor del coeficiente de sustentación de cola se ha obtenido mediante un modelo del HTP en XFLR5:

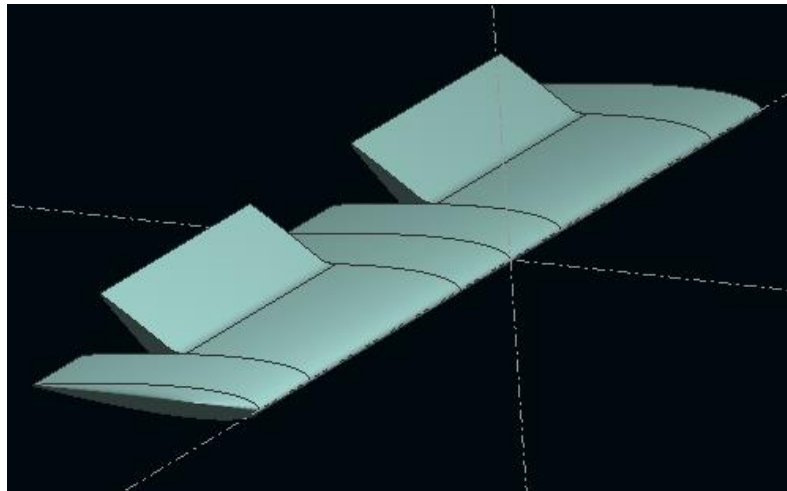


Figura 3-29. Modelo 3D del HTP en XFLR5

Considerando perfiles NACA 0012, con superficie de control entre el 20 y el 80% en cada lado del timón, y con ángulo de ataque nulo y una deflexión máxima de timón de 40° hacia arriba (Manual de Vuelo, s.f.), es decir, para un encabritado, se ha obtenido:

$$C_{L_T})_{40^\circ} \cong -0.89$$

Con lo que:

$$\Delta L)_{40^\circ} = 6.765 \text{ N}$$

Luego el momento producido por la deflexión del timón en el centro de gravedad es:

$$\Delta L)_{40^\circ} \cdot l_2 = 6.224 \text{ Nm}$$

La sección de la viga que modela el tramo 2 del fuselaje será cuadrada (al menos, para este cálculo aproximado), de espesor “t = 10 mm” y lado externo¹³ “l = 132 mm”.

Realizando un modelo sencillo en CATIA, se obtiene que la inercia de la aeronave en su centro de gravedad es:

$$I_{UAV} \cong 0.0558 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

Con lo que operando, se obtiene que:

$$\Sigma M_{fuselaje} = 1.59 \text{ Nm}$$

Teniendo en cuenta que se tiene una sección cuadrada hueca:

$$I_{sección} = \frac{l_e^2 - l_i^2}{12} = 1.2187 \cdot 10^{-5} \text{ m}^4$$

Y teniendo presente que, según datos de fabricante, el valor máximo de tensión que puede soportar este tipo de EPP Foam es de 0.46 MPa. Calculando la tensión máxima en la sección, se tiene:

$$\sigma_x = 0.0016 \text{ MPa} < 0.46 \text{ MPa}$$

Por lo que el fuselaje es capaz de soportar los esfuerzos provocados por la deflexión timón de profundidad con total seguridad. Así mismo, dado que las tensiones obtenidas están lejos de la crítica, se considerará que estrechamientos de la sección del fuselaje hacia la cola no comprometerán la integridad de la aeronave.

¹³ Suficiente para que se pueda ubicar la cámara transversalmente, y con cierta holgura.

3.4.5.4 Correcciones mediante modelo CATIA

En esta parte del diseño, y con los datos calculados en los apartados anteriores, se propone el siguiente primer modelo tridimensional de la aeronave:

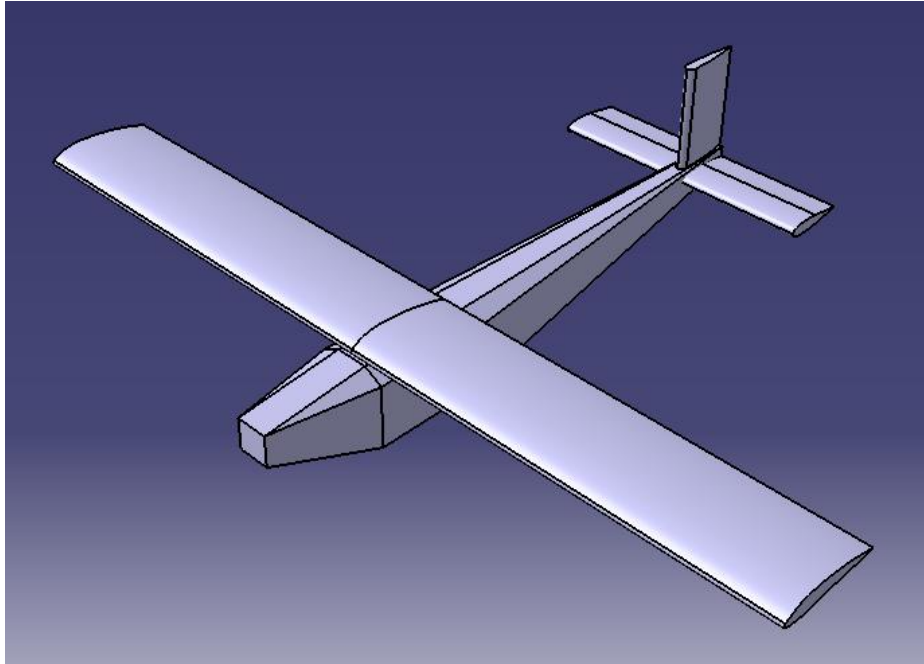


Figura 3-30. Vista axonométrica del primer modelo tridimensional

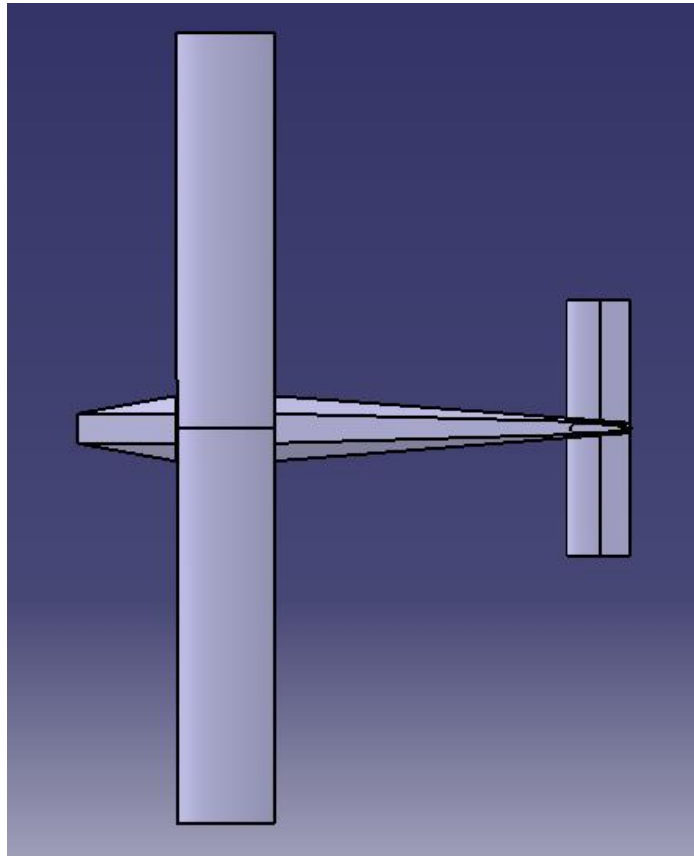


Figura 3-31. Vista en planta del del primer modelo tridimensional

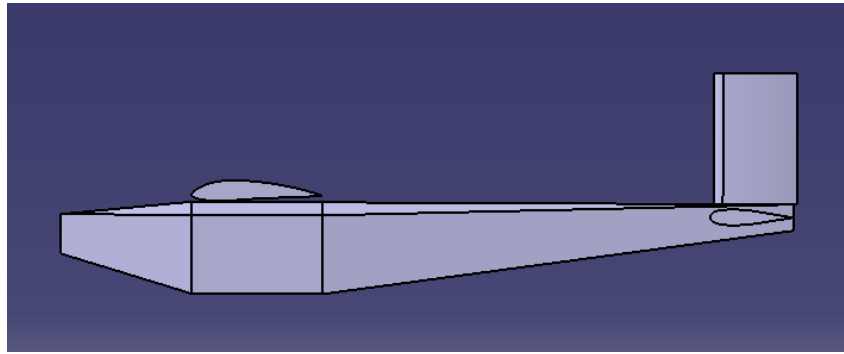


Figura 3-32. Perfil del primer modelo tridimensional

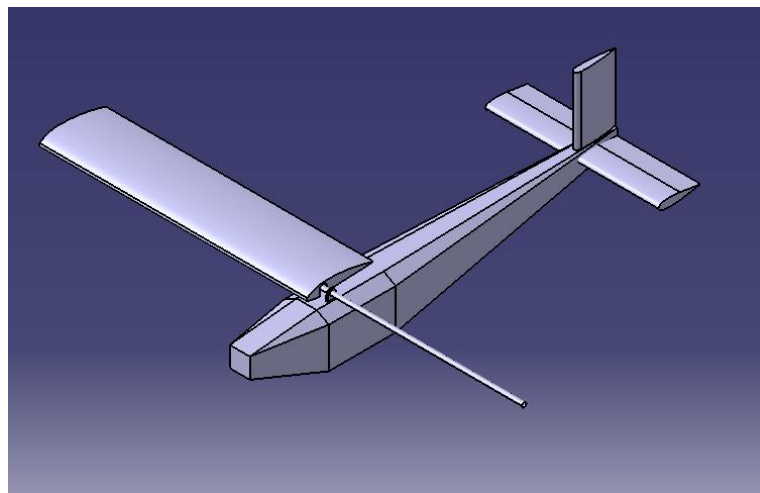


Figura 3-33. Vista axonométrica sin semiala izquierda

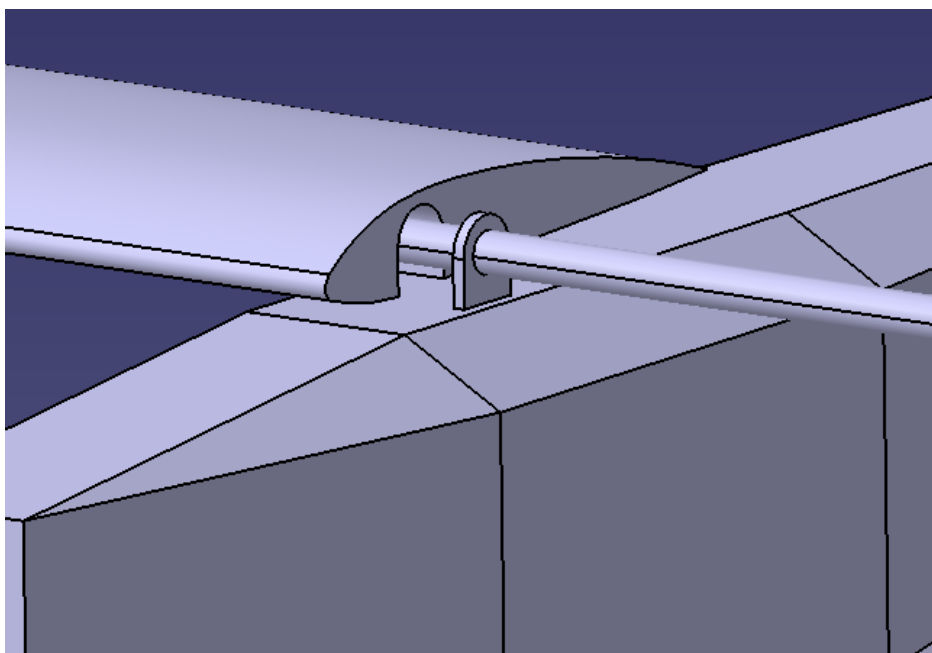


Figura 3-34. Detalle 1 de zona de enganche ala-fuselaje

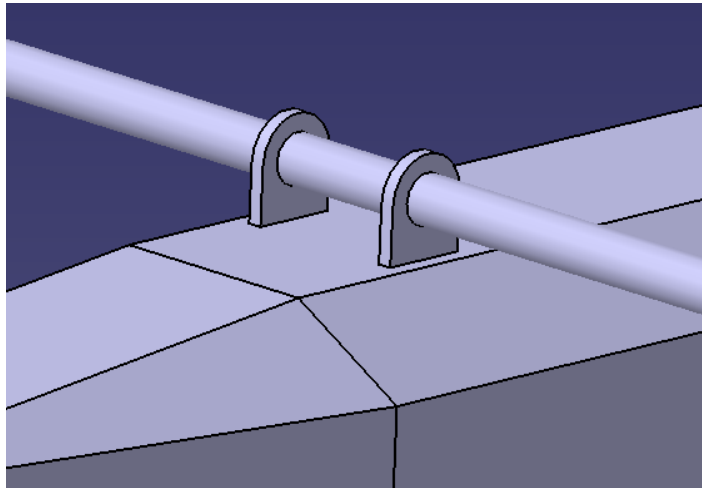
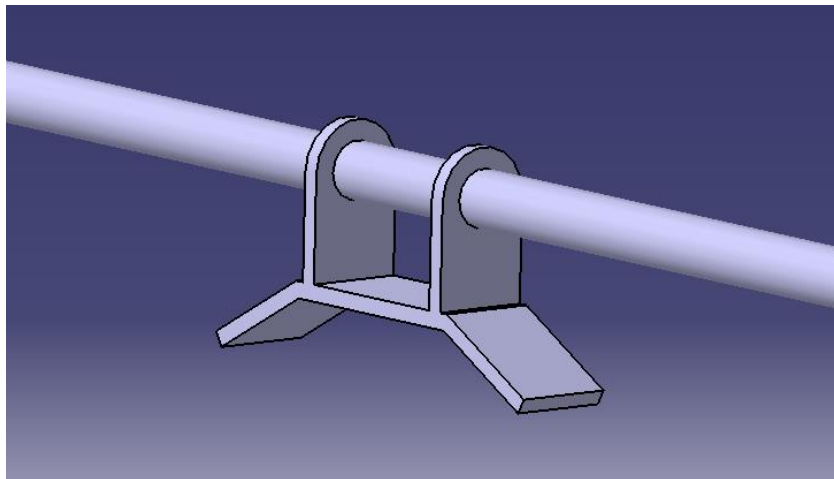


Figura 3-35. Detalle 2 de zona de enganche ala-fuselaje

Figura 3-36. Detalle 3 de zona de enganche ala-fuselaje¹⁴

Con esta configuración, las masas de varilla y fuselaje (incluyendo alas y cola) es:

$$m_{varilla} = 0.114 \text{ kg}$$

$$m_{fuselaje} = 0.514 \text{ kg}$$

Que junto con la masa de los componentes sugeridos ($m_{componentes} = 0.672 \text{ kg}$), la masa total de la aeronave es:

$$m_{UAV} = 1.3 \text{ kg}$$

Con lo que:

$$\frac{W}{S} = 39.8 \text{ N/m}^2$$

Por tanto, a falta de incluir la masa de los enganches entre fuselaje y ala, la desviación respecto de la masa estimada en la cuarta iteración (1.483 kg) es casi del -13%, y el valor de la carga alar está dentro de la región de validez del diagrama potencia-peso frente a carga alar, por lo que, en principio, no es necesario volver a iterar en cuanto a la elección de batería y motor. Por ello, con el fin de cerrar convenientemente este proceso de diseño, se va a proceder a realizar el centrado de la aeronave mediante un análisis sencillo de estabilidad longitudinal, jugando con la ubicación de los componentes internos para fijar el centro de masas.

¹⁴ En un primer momento se propuso emplear dos enganches independientes pegados a las paredes laterales del fuselaje, pero por las características geométricas resultantes (huecos y cavidades entre ala y fuselaje indeseables) se vio como mejor solución una pieza íntegra adaptada al "techo" del fuselaje.

Para la configuración convencional (estabilizador horizontal detrás del ala), el valor de la ubicación del punto neutro adimensionalizado por la cuerda del ala se obtiene mediante la expresión:

$$N_0 = \frac{a_{wb} \bar{X}_{ac,wb} + a_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \eta_t \frac{S_t}{S_w} \bar{X}_{ac,t}}{a_{wb} + a_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \eta_t \frac{S_t}{S_w}}$$

Las pendientes de las curvas de sustentación, y la variación del downwash con el ángulo de ataque, se han obtenido mediante XFLR5:

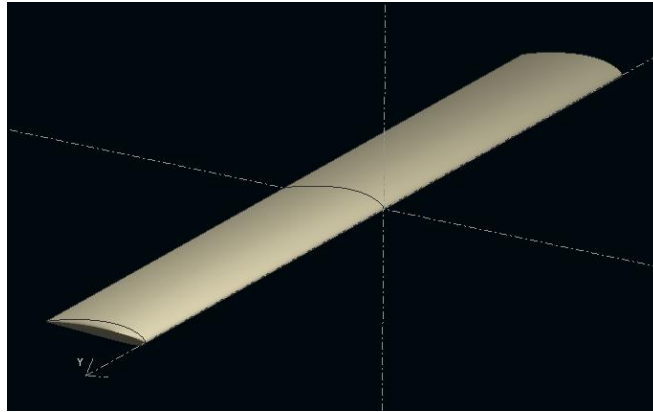


Figura 3-37. Modelo 3D del ala en XFLR5

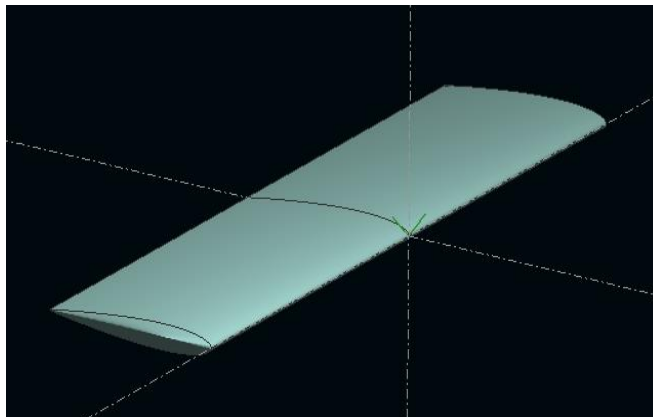


Figura 3-38. Modelo 3D del HTP sin deflexión de timón en XFLR5

Obteniendo:

$$a_{wb} = 3.64 \text{ 1/rad}$$

$$a_t = 5.226 \text{ 1/rad}$$

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0.23^{15}$$

Así mismo, según algunos autores (Sadraey & Webster College), se puede asumir que:

$$\eta_t = 0.95$$

Sustituyendo, y multiplicando por la cuerda del ala, se obtiene:

$$X_{N_0} = 0.331 \text{ m}$$

(Respecto el morro de la aeronave)

¹⁵ Valor aceptable, teniendo en cuenta que, empleando la expresión empírica “ $0.6 \cdot a_w / AR$ ”, se obtiene un valor del mismo orden (~0.25)

Por otro lado, empleando la densidad de los materiales sobre el modelo CATIA (sin componentes internos), se obtiene que el centro de masas del aeronave (respecto el morro de la aeronave) es:

$$X_{CG} = 0.4019 \text{ m}$$

Por lo que, sin considerar los componentes internos ni los enganches, el avión es inestable longitudinalmente, es decir, $C_{M\alpha} > 0$. Así mismo, con el fin de evitar que la cola tenga que sustentar hacia abajo (penalización en resistencia), es conveniente que el centro de gravedad quede por detrás del centro aerodinámico del ala, por lo que, asumiendo el centro aerodinámico en “c/4”, el rango deseable para la ubicación del centro de gravedad es:

$$0.25 \text{ m} < X_{CG} < 0.331 \text{ m}$$

En primer lugar, y dado que motor y hélice se colocarán en el morro de la aeronave, los únicos componentes con los que se podrá fijar el centro de gravedad será con autopiloto y batería. Considerando el sistema motor-hélice como una masa puntual ubicada en el morro ($X = 0 \text{ m}$), se tiene que el nuevo centro de gravedad es:

$$X_{CG} = 0.3472 \text{ m}$$

Por lo que con la inclusión del motor en el morro, el UAV sigue siendo longitudinalmente inestable. Añadiendo la contribución de las sujeciones de nylon entre fuselaje y varilla estructural de ala, las cuales tienen una masa total de 19 gramos, ubicándose su centro de gravedad a un cuarto de la cuerda del perfil, es decir, a 25 centímetros del morro, el nuevo centro de gravedad del conjunto se ubica en:

$$X_{CG} = 0.3441 \text{ m}$$

Donde aún se sigue teniendo una configuración longitudinalmente inestable. Por ello, considerando autopiloto (0.130 kg), cámara (0.290 kg) y batería (0.108 kg) como tres masas puntuales, se procede a ubicar cada uno de los componentes de manera que se consiga la estabilidad longitudinal. En primer lugar, la cámara debe ir ubicada de manera que el objetivo apunte hacia abajo, y el entorno interior del fuselaje en el que se ubique debe facilitar su adecuada sujeción y extracción, por lo que el tramo de fuselaje ubicado debajo del ala parece ser idóneo para ello. Colocándola a 24 centímetros del morro, el centro de gravedad se desplaza a:

$$X_{CG} = 0.3135 \text{ m}$$

Añadiendo la batería en la parte del morro, suñoniendo su centro de gravedad ubicado a 10 centímetros del morro, y añadiendo el autopiloto por detrás de la cámara, suponiendo su centro de gravedad a 30 centímetros del morro¹⁶, se obtiene:

$$X_{CG} = 0.2956 \text{ m}$$

Por lo que, con esta configuración, el UAV es longitudinalmente estable ($C_{M\alpha} < 0$), disponiendo de un margen estático (referenciado a la cuerda del ala) de un 19.2 %, siendo un valor perfectamente válido en términos de control (no es demasiado alto) y en términos de estabilidad (margen más que suficiente considerando posibles discrepancias entre cálculos preliminares y realidad).

Una vez ubicados los componentes internos, es conveniente incluir un último cálculo estructural con el fin de asegurar que, ante maniobras con factores de carga extremos, el fuselaje no se ve comprometido debido al efecto de las masas de los componentes durante dichas maniobras.

Para el cálculo, se va a considerar un factor de carga de 3, con un factor de seguridad de 1.5, por lo que se realizarán los cálculos para factor de carga 4.5.

El modelo consistirá, de nuevo, en una viga empotrada en el centro de gravedad del aeronave, donde las cargas aplicadas serán:

- Distribución de carga constante debida al peso propio del fuselaje durante la maniobra.

$$q = \frac{m_{\text{fuselaje}}}{l_{\text{fuselaje}}} 9.8 \cdot 4.5 = 20.23 \text{ N/m}$$

- Peso de cada uno de los componentes (hélice, motor, batería, cámara y autopiloto) multiplicados por un factor de carga de 4.5.

¹⁶ Resultantes de dejar un margen de 1 centímetro entre autopiloto y cámara.

El momento total en el centro de gravedad del aeronave será:

$$\Sigma M_f = q \cdot \frac{x_{CG}^2}{2} + \sum_i W_i \cdot (x_{CG} - x_i)$$

Donde el índice “i” enumera cada uno de los componentes incluidos en el cálculo, siendo “ W_i ” la masa de un componente, y “ x_i ” la distancia del mismo respecto al morro.

Sustituyendo, se obtiene:

$$\Sigma M_f = 11.34 Nm$$

Y las tensiones máximas tienen un valor de:

$$\sigma_x = 0.0114 MPa < 0.46 MPa$$

Por lo que el fuselaje está lejos de verse comprometido en la maniobra considerada.

Por último, y dado que se ha incluido un estrechamiento del fuselaje en el segundo tramo del mismo, se va a realizar un cálculo de resistencia de la sección intermedia de dicho tramo con el fin de cerrar convenientemente el diseño. Para ello, se ha considerado una viga cuadrada de sección hueca, con un lado externo de 70 milímetros y un espesor de 10 milímetros. Considerando el tirón del timón de profundidad que genera un coeficiente de sustentación de valor 0.89, y un incremento de sustentación de 6.765 N, el momento que sufre dicha sección es:

$$\Delta L)_{40^\circ} \cdot l_2/2 = 0.799 Nm$$

Con lo que las tensiones máximas obtenidas tienen un valor de:

$$\sigma_x = 0.0032 MPa < 0.46 MPa$$

Por lo que se puede decir que el fuselaje es seguro ante todas las maniobras esperadas.

3.5 Diseño final

Una vez cerrado el apartado de cálculos, se ha procedido a realizar una serie de modificaciones al modelo 3D mostrado en el apartado anterior, con el fin de disponer de un prototipo tridimensional representativo y acorde con los resultados numéricos:

- Suavizado de bordes exteriores en fuselaje.
- Modelado de huecos para el objetivo de la cámara y el eje del motor.
- Modelado aproximado de la cámara.
- Modelado aproximado del motor.
- Empleo de modelo tridimensional de hélice “8 x 3.8” descargado de internet (únicamente a modo representativo).
- Modelo tridimensional aproximado de batería LiPo 2S.
- Modelo tridimensional exacto del autopiloto (descargado de la página web oficial)
- Ensamblaje de todas las partes y ubicación de componentes de acuerdo a los cálculos realizados.
- Adición de textura a cada sólido y pegatinas.

A continuación, se muestra el resultado final del diseño conceptual:

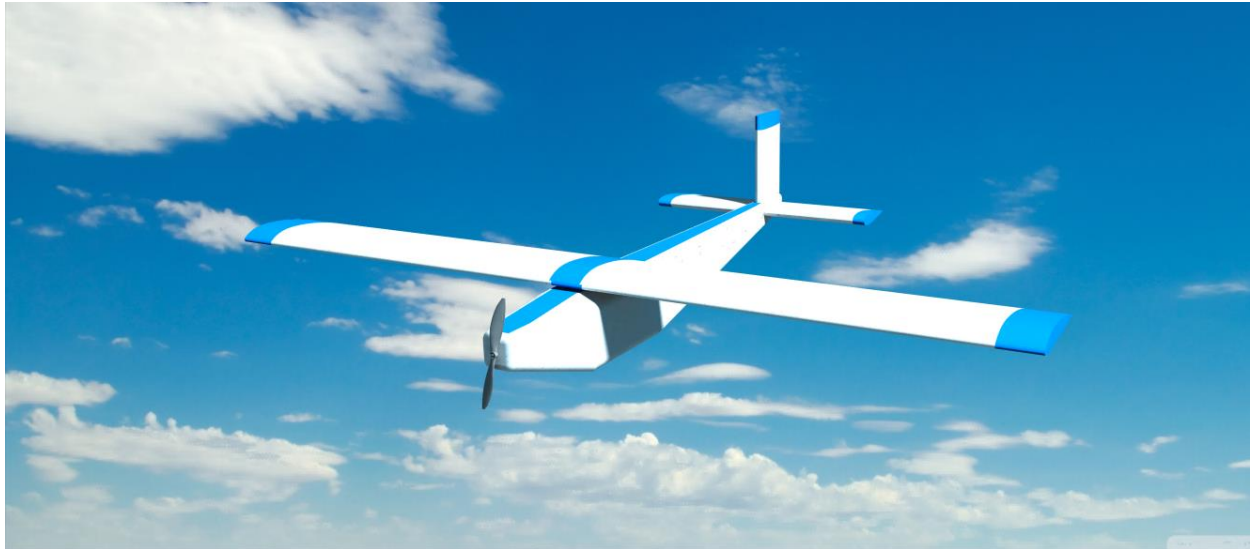


Figura 3-39. Modelo final, vista 1

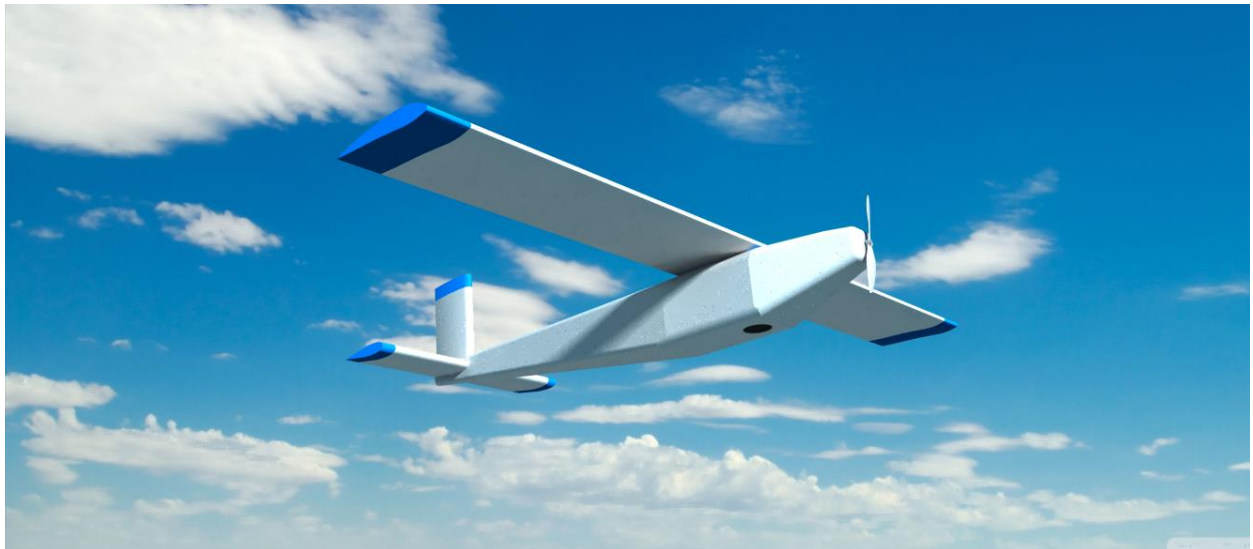


Figura 3-40. Modelo final, vista 2

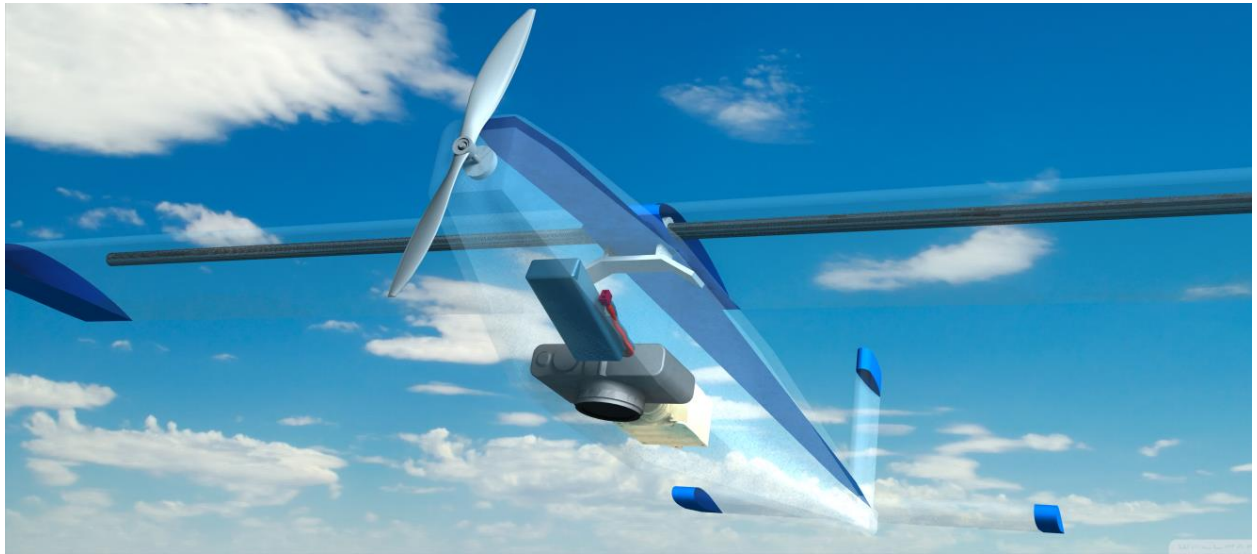


Figura 3-41. Componentes internos, vista 1

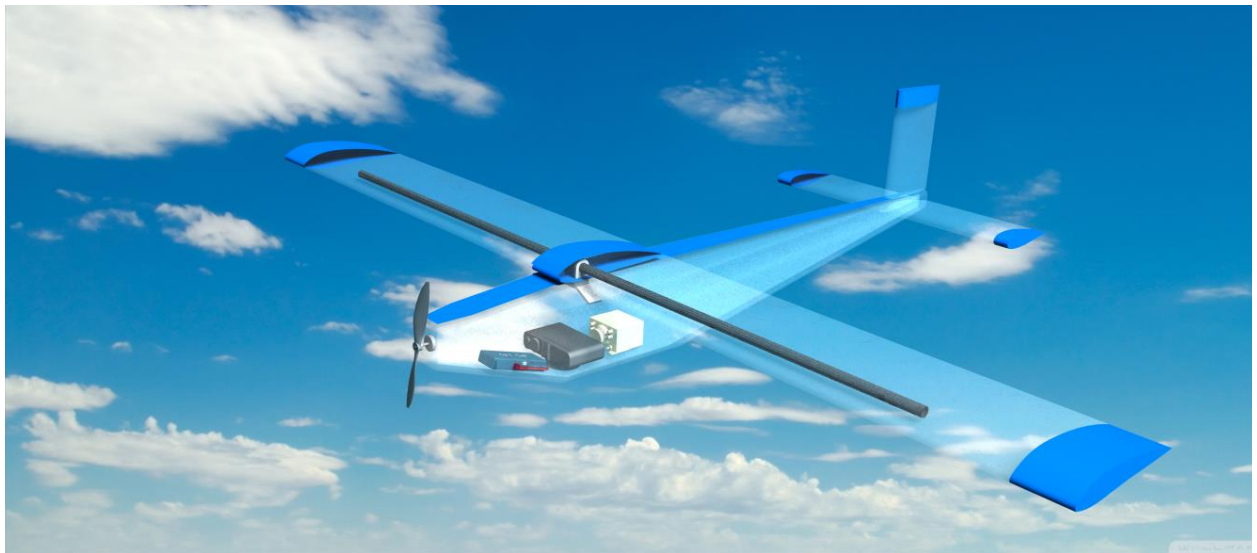


Figura 3-42. Componentes internos, vista 2

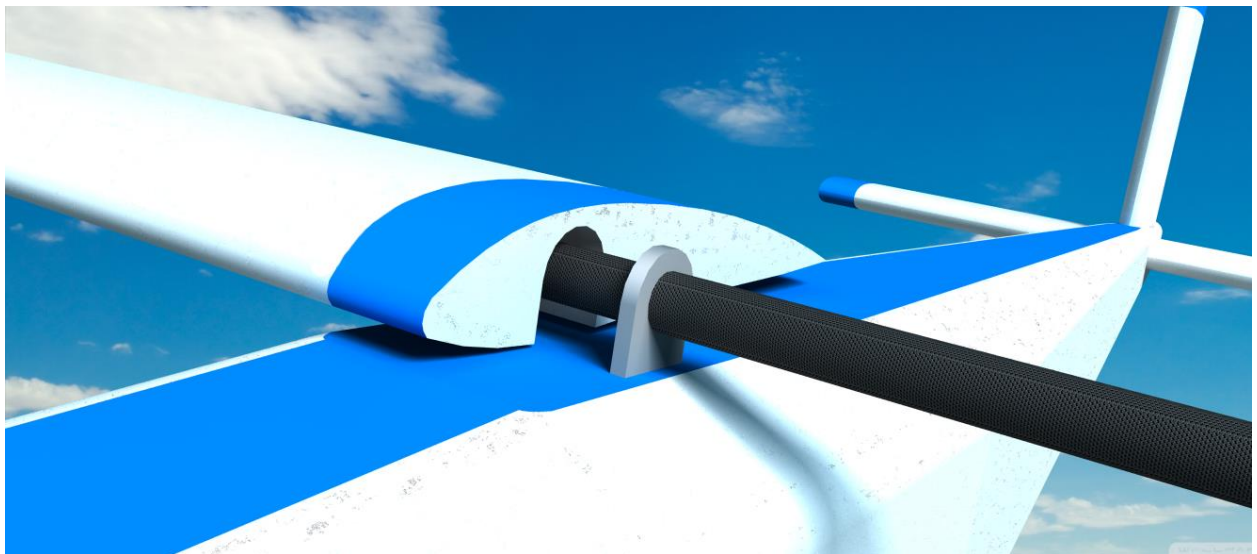


Figura 3-43. Detalle de sujeciones.

Destacando en las figuras 3-41 y 3-42 la distribución interna de los componentes de acuerdo a los cálculos realizados. Cabe mencionar el que, tal y como se preveía en los requisitos fijados en la segunda sección del documento, el UAV está dentro de los márgenes esperados en términos de geometría (envergadura) y peso, según la información contrastada en relación a UAVs parecidos, y por supuesto, teniendo en cuenta las restricciones/requisitos operativos impuestos. Así mismo, se destaca el que el uso de las ecuaciones empíricas ofrecen resultados aceptables en materia de realización de estimaciones pre-diseño, pues como se ha podido comprobar, la desviación respecto del diseño conceptual (al menos, en cuanto a peso, dado que es probablemente el parámetro más representativo) es muy pequeña.

A continuación, se resumen las características principales¹⁷ de la aeronave:

<i>Peso</i>	1.3 kg
<i>Autonomía (50 km/h)</i>	31.5 minutos
<i>Alcance (50 km/h)</i>	26.25 km
<i>Velocidad máxima</i> ¹⁸	79 km/h
<i>Velocidad mínima</i>	31.9 km/h
<i>Velocidad óptima (mínima potencia)</i>	33 km/h

Tabla 3-6. Características del UAV diseñado¹⁹

Observando los resultados obtenidos, se puede decir, por un lado, que el diseño cumple con los requisitos que se habían fijado, y por otro lado, que los valores obtenidos son aparentemente coherentes (teniendo en cuenta que el alcance de este diseño conceptual pretende realizar una primera estimación de los parámetros más importantes).

Como ya se indicó anteriormente, la velocidad óptima teórica está por debajo de velocidad de crucero (50 km/h), principalmente por la restricción de entrada en pérdida (ver primera parte de esta sección, donde el diagrama de actuaciones se ve limitado en valores de carga alar por la restricción de entrada en pérdida) y, dado que el lanzamiento manual es un aspecto deseable (y es la restricción crítica), en esta primera estimación de prestaciones se puede considerar que esta desviación respecto al óptimo es aceptable y no compromete la correcta operación del aparato. Por último, es importante indicar que la velocidad mínima obtenida ha sido calculada a partir de una estimación teórica, y su valor puede verse modificado si se estudia mediante análisis numéricos en hipotéticas etapas posteriores de diseño.

En este punto, se puede dar por finalizado el diseño conceptual del UAV.

3.6 Propuestas de mejora o ampliación

Una vez acabado el diseño conceptual, es importante indicar aquellos puntos en los que se podría profundizar o detallar el mismo con vistas a iniciar fases de diseño más avanzadas:

- Profundizar en la distribución de foam dentro del fuselaje, pues, a priori, no debe ser necesariamente hueco en toda su longitud.
- Estudiar partición y desmontaje del fuselaje para recuperación y/o intercambio de componentes (cambio de baterías, descarga de cámara, reparaciones, etc.)
- Añadir efecto de sujeciones de dispositivos en fuselaje (huecos, elementos de unión, etc.)

¹⁷ Para la altitud más crítica (máxima)

¹⁸ Según potencia máxima del motor.

¹⁹ Para condición de crucero más crítica.

- Añadir cableado.
- Profundizar en el análisis aerodinámico tanto de ala, cola, fuselaje, y avión completo (estudios CFD).
- Emplear modelos tridimensionales exactos de todos los componentes.
- Estudio mediante elementos finitos para calcular esfuerzos y tensiones.
- Estudio aerodinámico de hélice y acople energético con motor.
- Mejorar el modelo matemático del lanzamiento manual, incluso realizar experimentos para afinar requisitos.
- Considerar más actuaciones dentro del análisis.
- Añadir estudio de comportamiento ante ráfagas.
- Mejorar o ampliar complejidad estructural de la aeronave.

4 DEFINICIÓN MANUAL DE TRAYECTORIAS

"Se podría decir que somos la facultad que tiene el universo de conocerse a sí mismo."

- Neil deGrasse Tyson-

En esta última sección se describe una propuesta de software de definición manual de trayectorias de vuelo para UAVs, siendo simulada a través de una interfaz Matlab. En los próximos apartados se describe la idea o intención principal de dicho software, el funcionamiento de la interfaz junto con ejemplos de uso, y algunas notas y conclusiones finales.

Todos los códigos implementados se adjuntan, junto con una breve explicación, en la sección "Anexo", al final del documento.

4.1 Motivación

El origen de esta última parte del proyecto surge de dos ideas principalmente. Por una parte, dada la alta utilidad que tiene la definición de trayectorias mediante waypoints (automatización del vuelo) en las tareas de teledetección aérea (F. Ezquiél, y otros; Abdulaal, Algarni, Shamim, & Claudel; Boon, Greenfield, & Tesfamichael, 2016), es de elevado interés estudiar las ventajas de emplear esta técnica a la hora de evaluar zonas afectadas por desastres hídricos como los ya mencionados. Por supuesto, no hay que olvidar el que la definición de dichos waypoints, en principio, no es una tarea que se pueda realizar de una manera "rápida", ya que el escenario será distinto en cada caso, y cada punto se definirá, como mínimo, mediante tres valores, dos para la localización geográfica, y uno para la altura o altitud. Por otra parte, tras realizar la revisión bibliográfica de la segunda sección del documento, y prestando especial atención a la información relativa al uso de UAVs para labores de teledetección aérea en casos de inundaciones o avenidas, como el diseñado en la sección anterior, se hizo evidente el hecho de que la velocidad de respuesta en este tipo de situaciones es un factor clave, sobre todo si el sistema aéreo no tripulado se utiliza como apoyo para la toma de decisiones.

Si se analizan ambas ideas simultáneamente, aparece una pregunta muy interesante:

¿Se puede desarrollar un sistema que permita generar la trayectoria de vuelo automático de una manera rápida y sencilla?

A partir de este punto, se dará respuesta a dicha pregunta, y se analizará la viabilidad de tal hipotético sistema integrado en un UAS que esté concebido para obtener información mediante telemetría aérea en situaciones de desastres hídricos.

Antes de entrar en el análisis del software que se ha desarrollado, es interesante recordar que el objetivo o intención principal de esta parte es simular, mediante una interfaz GUIDE en Matlab, una "App" para móvil o tablet, de tal manera que sirva como asistente digital de definición de trayectorias, y permita obtener una ruta de waypoints a partir de un dibujo hecho "a mano" sobre la pantalla del dispositivo, agilizándose así la configuración pre-vuelo, y ahorrando tiempo en escenarios donde cada minuto cuenta.

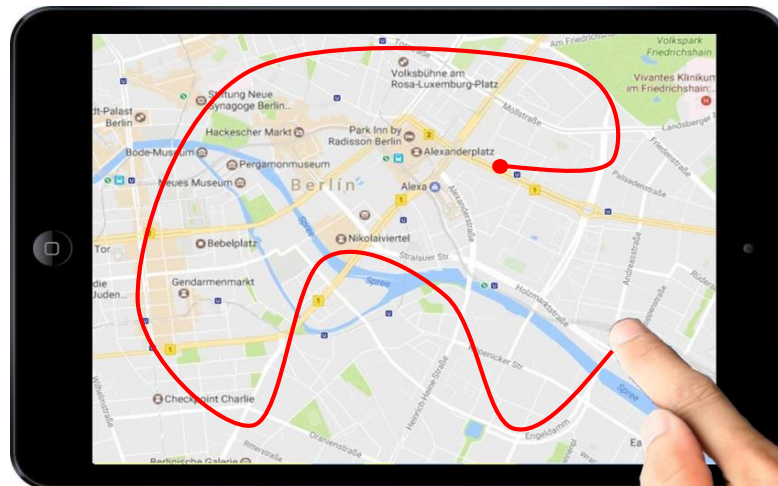


Figura 4-1. Imagen conceptual de la herramienta

4.2 Estado del arte

Por supuesto, es interesante comentar muy brevemente aquellos sistemas o tecnologías existentes que estén en la línea de lo que se va a exponer en esta sección, o se parezcan, de tal manera que se pueda dar una pequeña visión del estado actual de estas técnicas, y poder valorar el aporte de este proyecto al mundo de la teledetección aérea no tripulada sobre áreas afectadas por desastres hídricos.

Sin ir mucho más lejos de los ejemplos ya comentados en el documento, se pueden mencionar en este apartado el software que se oferta con dos de los UAVs que se incluyeron en la revisión de la segunda sección de este documento: por una parte, Sensefly, compañía del UAV “eBee”, oferta tres modalidades de software para configuración y planificación (Sensefly, s.f.), e incluyen creación automática de vuelos de barrido en las áreas de interés (ver figura 4-2), además de simulación y monitorización del vuelo, junto con transmisión de datos de trayectoria directamente a la aeronave, y por otra parte, MAVinci, compañía del UAV “Sirius”, oferta igualmente software de planificación de vuelos (MAVinci, s.f.), el cual incluye, además de las herramientas del software de Sensefly, subdivisión de áreas en caso de grandes extensiones de terreno, ajuste automático de altitud basado en modelo de elevación, validación de trayectorias para asegurar seguridad de la operación, entre otras.

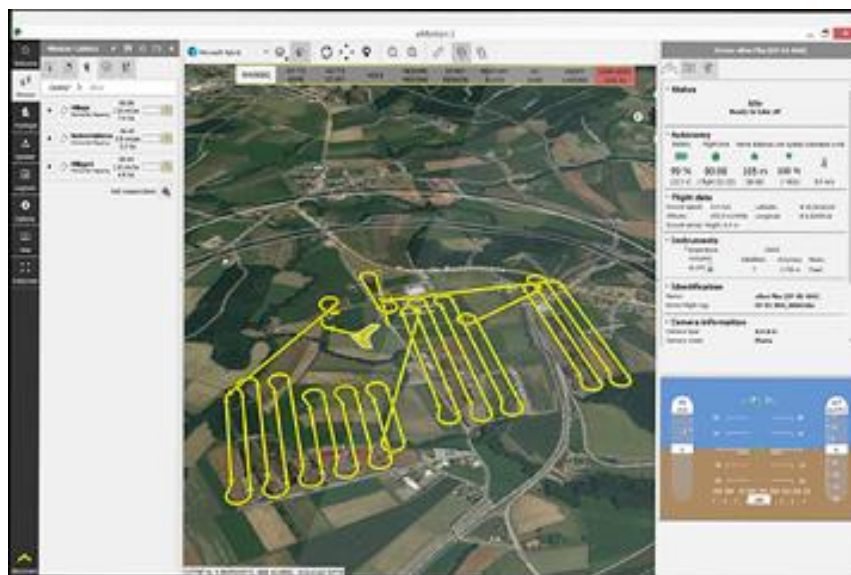


Figura 4-2. Software de Sensefly

4.3 Software desarrollado

En los siguientes subapartados se va a exponer la metodología que se ha empleado para desarrollar la herramienta, así como un breve recorrido por los menús de la interfaz que simula una aplicación real.

4.3.1 Funcionamiento básico

El funcionamiento de la herramienta se puede dividir en los siguientes pasos:

1. Dibujo de la trayectoria, aislamiento y preprocesado

El primer paso es obtener el mapa del área que se desea sobrevolar para realizar las tareas de teledetección. Empleando una extensión de código abierto para Matlab llamada “Google Maps API”, a partir de unas coordenadas determinadas, y un valor de “zoom”, se puede enviar una petición a Google Maps para extraer de su base de datos un mapa cuadrado de la zona deseada. Dicha porción de mapa será el “lienzo” sobre el que se dibuje la trayectoria deseada de forma manual. Acto seguido, se carga el mapa en un programa de procesamiento de imágenes llamado ImageJ²⁰, mediante el cual se pueden realizar las siguientes operaciones:

- Dibujo de la trayectoria mediante “píxeles”.
- Aislamiento de la curva dibujada mediante diferencia²¹ con la imagen del mapa original, y extracción de las coordenadas de los píxeles para ser tratada como nube de puntos en Matlab (ver figura 4-4)

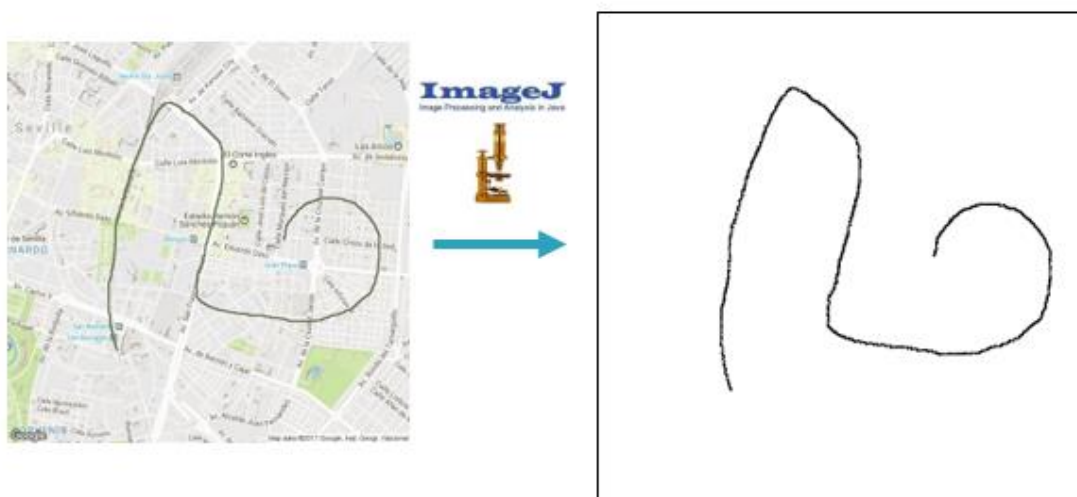


Figura 4-3. Dibujo de la trayectoria sobre mapa (izquierda) y resultado del aislamiento (derecha)

2. Cálculo de puntos de ruta “en bruto” y simplificación.

Dado que ImageJ realiza un barrido horizontal para obtener la nube de puntos (ver figura 4-5), los datos no pueden ser leídos, a priori, de forma que se pueda recorrer la curva de manera coherente, por lo que fue necesario implementar un método de simplificación geométrica para procesar la nube, y obtener una serie de puntos ordenados que más tarde son utilizados para calcular los waypoints finales.

El método de simplificación consiste en escoger un punto de la nube de manera aleatoria, centrar en él un círculo con radio igual a una determinada tolerancia, calcular las coordenadas medias de los puntos que quedan dentro del círculo, con lo que se obtiene un punto “bruto” para dicho círculo. Así mismo, se toman los puntos extremos de dicho círculo, de tal manera que en cada extremo se repetiría el mismo método hasta alcanzar ambos finales de la curva (ver figuras 4-6 y 4-7), pudiendo así reordenar convenientemente todos los nuevos puntos calculados.

²⁰ Programa de análisis y procesamiento de imágenes que puede ser integrado como módulo adicional en Matlab. (Fuente: <https://imagej.net/>)

²¹ Operación booleana sobre la matriz de píxeles.

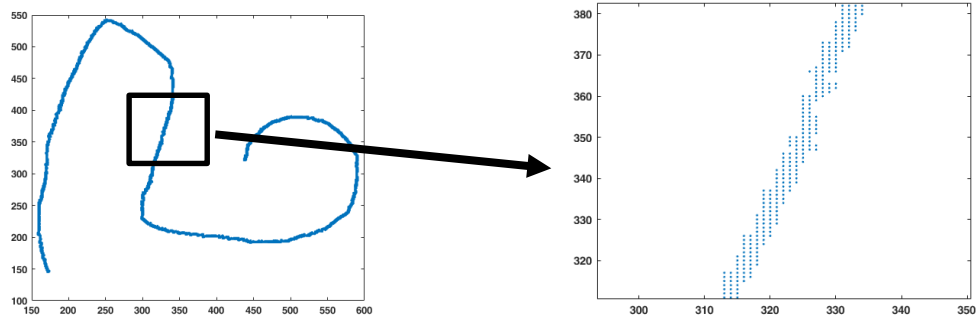


Figura 4-4. Nube de puntos en Matlab (izquierda) y detalle de nube de puntos (derecha)

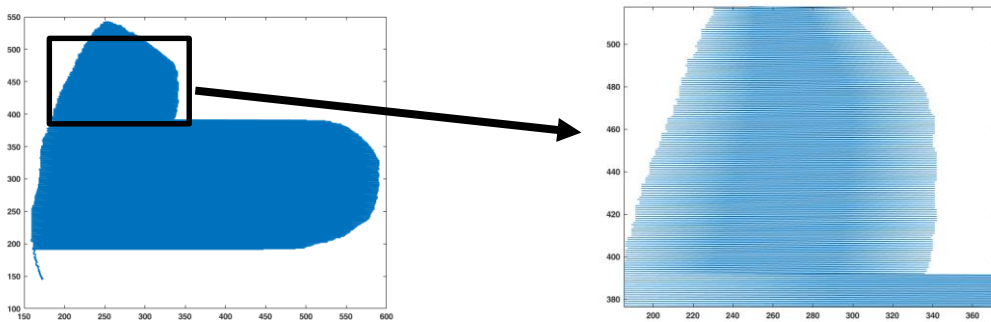


Figura 4-5. Barrido para obtención de nube de puntos (izquierda) y detalle (derecha)

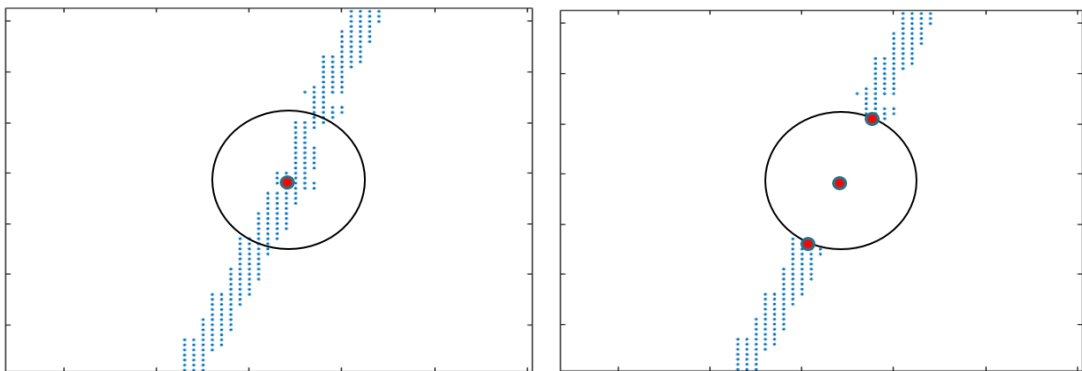


Figura 4-6. Círculo de tolerancia (izquierda) y simplificación y cálculo de extremos (derecha)



Figura 4-7. Puntos en bruto (izquierda) y cálculo de waypoints (derecha)

El cálculo de los waypoints finales se realiza recorriendo la curva desde uno de los extremos y hallando, en cada punto “bruto”, el ángulo que forman los segmentos que unen los siguientes dos puntos con el primero. Si dicho ángulo es menor a un cierto valor (por defecto, el software considera 10 grados, aunque es un valor que puede cambiarse), el punto intermedio se elimina, y se procede de igual manera con el resto de la curva. Los puntos no eliminados serán los waypoints finales (ver figura 4-7, imagen derecha). Conviene mencionar que los waypoints obtenidos están corregidos geoméricamente de acuerdo al mapa sobre el que se trabaja, y tienen asociadas unas coordenadas geográficas, las cuales constituyen la información que el sistema de navegación del UAV necesita para el guiado de la aeronave por la trayectoria definida.

3. Validación y simulación.

Una vez que se tienen los waypoints definitivos, el programa permite alterar el sentido de recorrido de la curva, esto es, reordenar los waypoints a voluntad del usuario, y permite simular el recorrido de la trayectoria para verificar el correcto cálculo de los waypoints y validar los datos que se enviarían posteriormente al UAV.

4. Opcional: Inclusión de zonas prohibidas.

Adicionalmente, se ha implementado en el software la posibilidad de incluir zonas prohibidas en el mapa sobre el que se dibuja la trayectoria. Dado que se trata de una simulación, los “obstáculos” que permite cargar el programa son predefinidos y completamente arbitrarios (rectángulos sobre los que se aplica una distancia de seguridad). En casos reales, dichos obstáculos se obtendrían de bases de datos, o bien serían definidas por el usuario al igual que se realiza con la trayectoria de vuelo, pero al ser una cuestión “secundaria” se dejaría como posible ampliación o mejora de esta simulación.

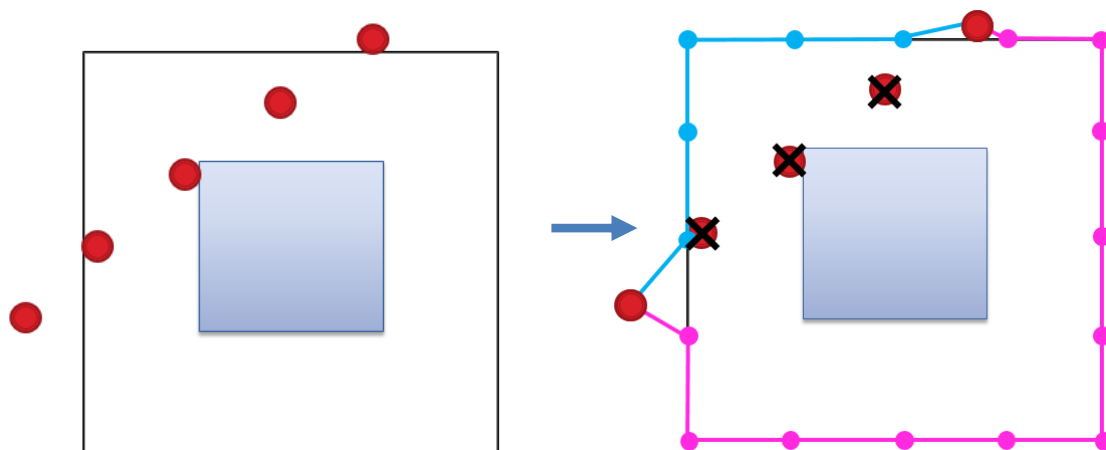


Figura 4-8. Puntos iniciales con corte de obstáculo (izquierda) y trayectorias posibles (derecha)

Es importante añadir una pequeña nota sobre cómo se modifican las trayectorias para evitar los obstáculos en caso de que la trayectoria “bruta” los cruce.

La metodología seguida para calcular la nueva secuencia de puntos es sencilla: primero, se detecta si existen puntos de la curva “bruta” que estén dentro de la zona prohibida²²; si hay puntos dentro de alguna de dichas zonas, se calculan los puntos de entrada y salida, y se calculan los puntos de obstáculo (los segmentos que forman el perímetro de la zona prohibida son puntos conocidos) que están más cerca de dichos puntos de entrada y salida; con ello, se calcula la trayectoria de rodeo de obstáculo más corta (en la figura 4-8, la trayectoria azul es la más corta). La lista de puntos “brutos” se modifica añadiendo las nuevas trayectorias de rodeo, y por último, se eliminan aquellos puntos que se encuentren dentro de las zonas prohibidas. Por supuesto, esto no es más que una propuesta sencilla para simular la existencia de obstáculos en la zona de vuelo, pero permite incluir esta opción complementaria en este concepto de herramienta de definición de trayectorias.

²² Se entiende por zona prohibida todo lo que hay dentro de un perímetro que guarda un cierto margen de seguridad (predefinido en el programa, aunque es perfectamente configurable) respecto del obstáculo o zona prohibida real. En la figura 4-8, el obstáculo real es el cuadrado sombreado, y el contorno negro es el perímetro de seguridad.

4.3.2 Interfaz

En este apartado se va a realizar un breve recorrido a lo largo de los distintos menús de la interfaz en la que se han integrado todos los códigos desarrollados, los cuales no son más que la implementación de todos los métodos e ideas mencionadas hasta este punto.

a. Menú 1: Recuadro de bienvenida

No es más que un sencillo menú de inicio en el que aparece el nombre del software y dos botones de acción, uno para pasar al menú siguiente y otro para cerrar la herramienta.

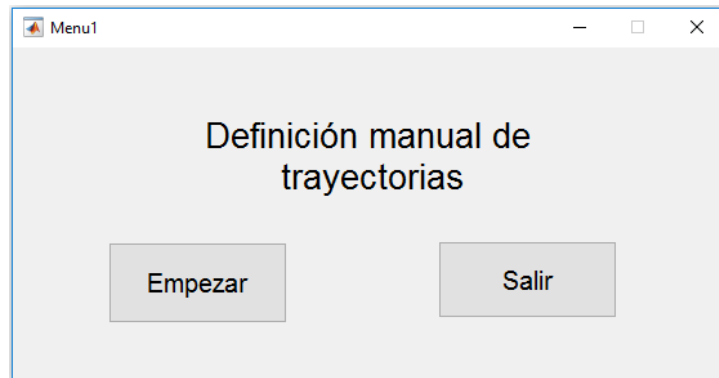


Figura 4-9. Aspecto del “Menú 1”

b. Menú 2: Localización y definición de trayectoria

La parte izquierda del menú permite fijar los “inputs” que recibirá Google Maps para extraer de su base de datos la porción de mapa deseada (coordenadas del punto central, y nivel de zoom). En la parte central, el botón “Dibujar trayectoria” abre una ventana amplia con la porción de mapa seleccionada, permitiendo dibujar a mano sobre ella la trayectoria deseada. Tras ésto, y presionar el botón “Hecho” (en una ventana donde solo aparece dicho botón, correspondiendo con el menú 3) que aparece sobre el mapa, se vuelve al menú 2 para continuar. En la parte derecha, al pulsar en “Cargar trayectoria” aparece la trayectoria dibujada a mano sobre el mapa en caso de que se quiera comparar con la imagen original (figura 4.10).



Figura 4-10. Aspecto del “Menú 2” y botón “Cargar trayectoria”



Figura 4-11. Detalle del dibujo de ejemplo

Así mismo, al pulsar el botón “Aislar” se obtiene una imagen de la trayectoria dibujada de forma aislada de la imagen original.



Figura 4-12. Aspecto del “Menú 2” y botón “Aislar”

c. Menú 4: Discretización de la curva, cálculo de waypoints y obstáculos

En este menú, por un lado, el usuario puede configurar la identificación y discretización de la curva (mediante el método de los círculos de tolerancia), de tal manera que se puedan conseguir así los resultados que mejor se ajusten al objetivo de la operación. Ésto se consigue mediante la barra “Tolerancia” la cual aumenta o disminuye el radio de los círculos de tolerancia que se empleen para localizar y calcular los puntos “brutos”. Así mismo, el programa permite elegir el punto inicial de la trayectoria (pues, a priori, el software no puede detectar en qué punto se empezó a dibujar la curva, los cual corresponde con una limitación que será comentada más tarde), el cual se ve reflejado, junto con el cálculo del resto de puntos de sobrevuelo definitivos, en la imagen de la derecha del menú tras pulsar el botón “Waypoints”. Como se puede ver, se reduce considerablemente el número de puntos que definen la trayectoria de vuelo respecto del resultado “bruto” inicial.

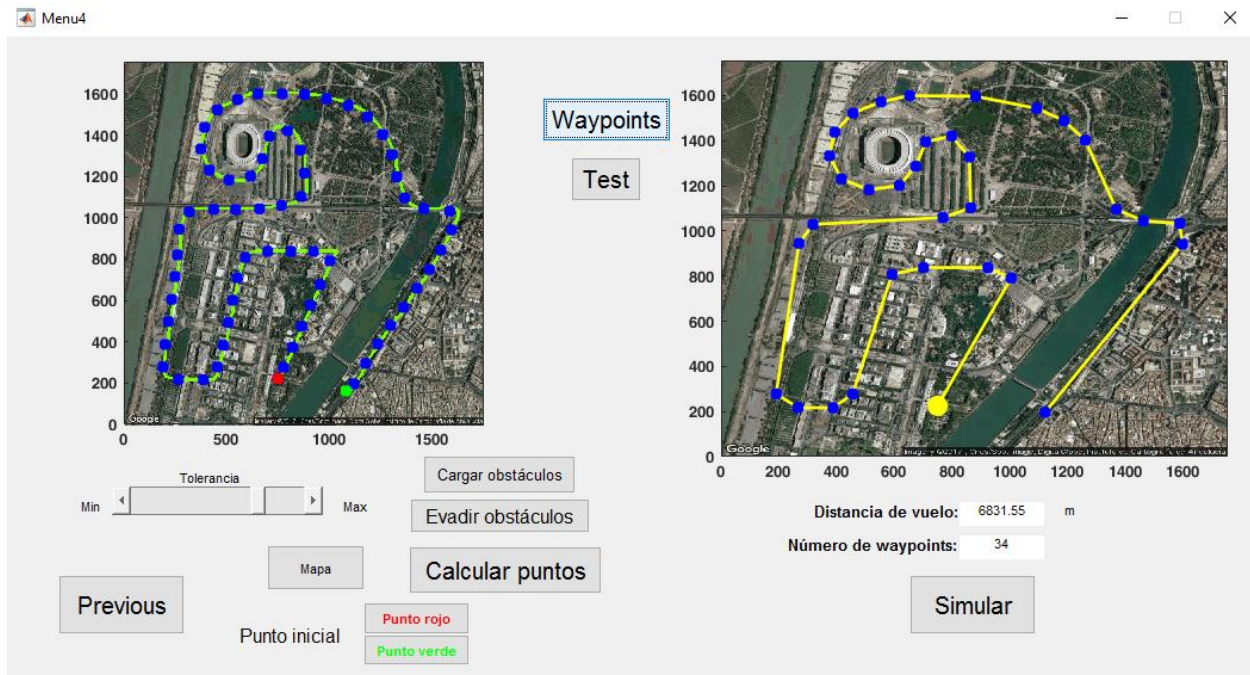


Figura 4-13. Aspecto del “Menú 3” sin cálculo de obstáculos

Así mismo, tal y como se observa en la figura 4-14, se han incluido dos recuadros donde se indica, por una parte, la distancia total de vuelo para la trayectoria dibujada, medida sobre el mapa, y por otra parte, el número total de waypoints finales, datos de considerable interés para tener el mayor control e información posible sobre la misión a realizar por parte del operario del UAV.

Por supuesto, es interesante comprobar cuál es el efecto que tiene sobre la discretización cambiar el valor de la tolerancia pues, en principio, dará lugar a que los puntos calculados se ajusten más o menos (menor o mayor tolerancia) a la curva que se ha dibujado a mano. A continuación, las figuras 4-14 y 4-15 muestran los resultados para dos valores de tolerancia diferentes, pudiéndose observar el efecto de ajuste sobre la curva que se da al bajar el valor de la tolerancia. Es importante añadir que altas tolerancias pueden dar problemas a la hora de evaluar la curva en esquinas, pues, si se observan con detenimiento los puntos de la figura 4-14, y en concreto en aquellas zonas de esquinas, se puede apreciar esta “pérdida de información”, lo cual puede ser solventado bajando la tolerancia, solución que queda reflejada en la figura 4-15.

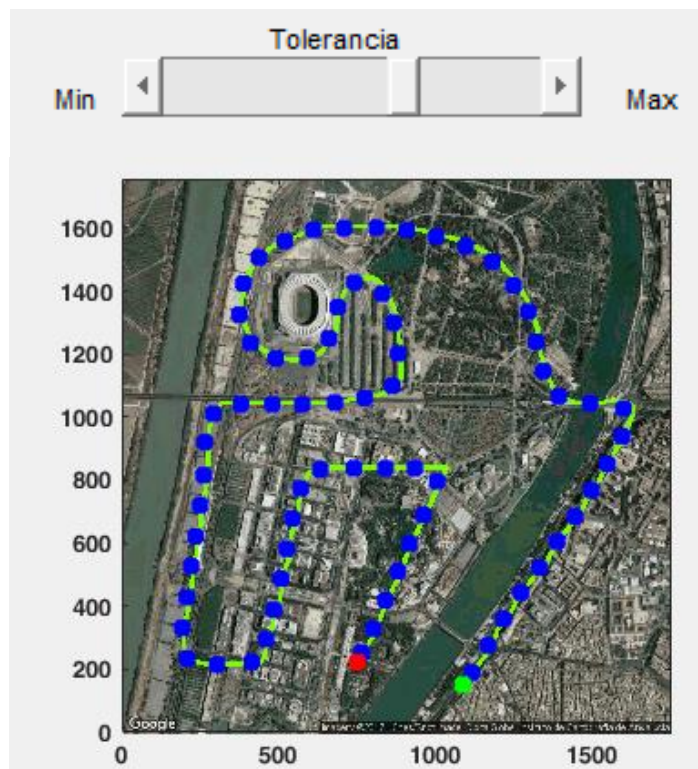


Figura 4-14. Resultado con tolerancia alta.

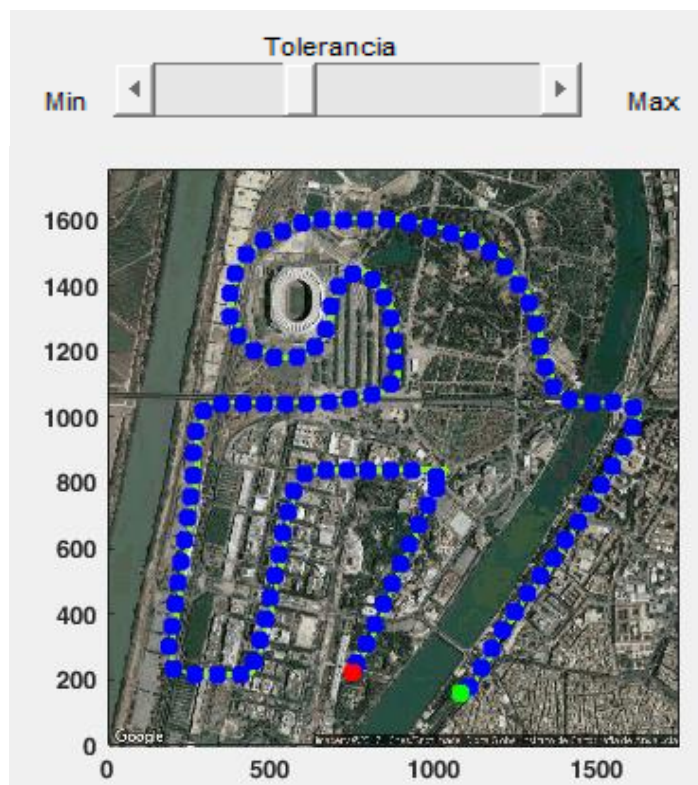


Figura 4-15. Resultado con tolerancia baja.

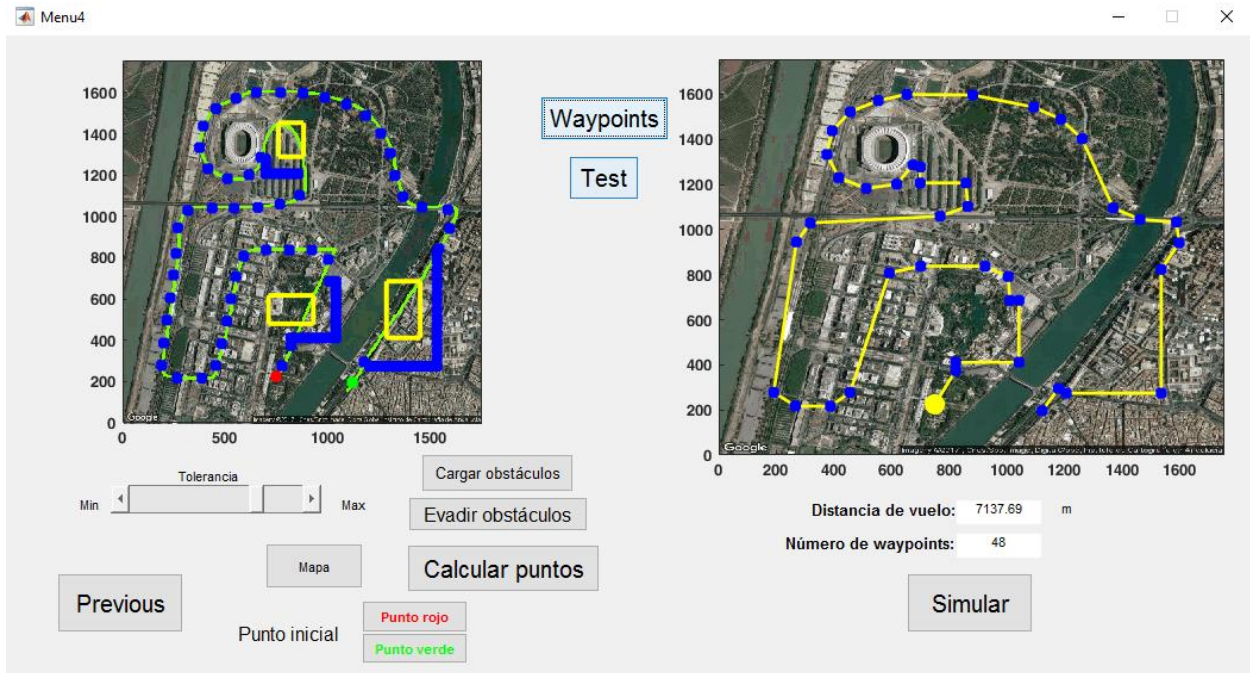


Figura 4-16. Aspecto del “Menú 3” con cálculo de obstáculos

Así mismo, tras pulsar los botones “Cargar obstáculos” y “Evadir obstáculos” es posible, por una lado, cargar obstáculos sobre la zona de vuelo (en principio, son completamente arbitrarios y ficticios, siendo los que aparecen en la figura utilizados a modo de ejemplo), y por otro lado, calcular la trayectoria de vuelo de evasión manteniendo un margen de seguridad (el cual es también arbitrario, y es un valor configurable en los códigos implementados; no se ha considerado relevante incluir más funcionalidades al respecto en la interfaz pues, tal y como se ha mencionado en esta sección, se trata de una funcionalidad secundaria de la “app” que se pretende simular.

Por supuesto, es interesante comparar los resultados en el cálculo de los waypoints finales para los casos con y sin obstáculos, pudiéndose observar importantes cambios en la trayectoria final de vuelo, como se puede apreciar en la figura 4-17.

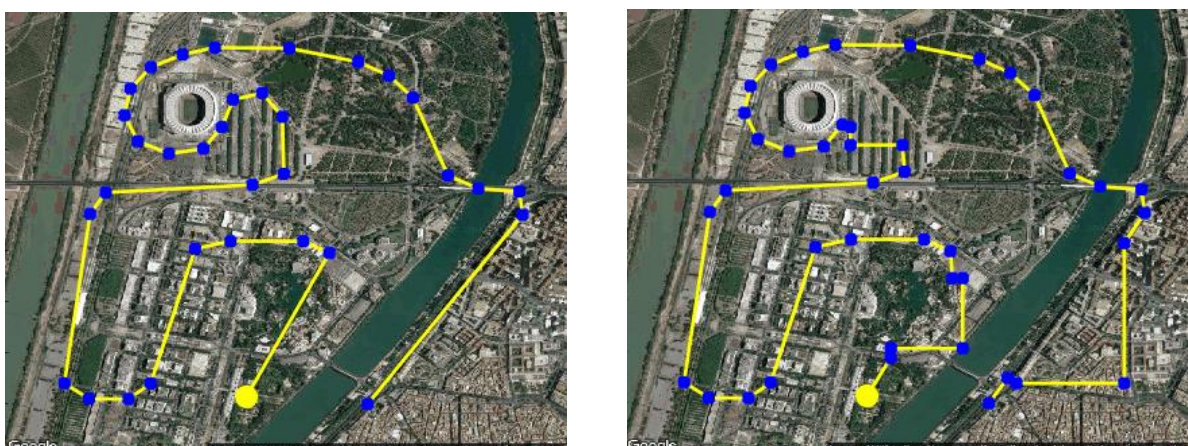


Figura 4-17. Comparación de resultados finales con y sin obstáculos

4.3.3 Limitaciones y posibles mejoras

Por supuesto, al tratarse de una simulación sencilla de un potencial software profesional para planificación de trayectorias de vuelo, hay ciertas limitaciones en el programa desarrollado que conviene mencionar. A continuación, se resumen cada una de los aspectos a mejorar en el software:

1. Eliminar el tratamiento de imágenes del proceso

El método de definición de trayectorias empleado consiste en, literalmente, dibujar una curva de píxeles sobre la captura de un mapa, y su posterior procesamiento para obtener la información pertinente de la curva dibujada por el usuario, lo cual no es más que una de las posibles soluciones para esta cuestión. Por supuesto, este método puede ser mejorable o sustituido por otras propuestas. Así mismo, es conveniente indicar que:

- El fundamento de esta metodología abre la puerta a poder emplear el análisis de imágenes de una manera más ambiciosa en este campo. Una de las posibilidades consiste en obtener la trayectoria de vuelo a través de la fotografía de una curva dibujada sobre una plantilla o sobre un mapa físico. En la figura 4-18 se muestra un sencillo ejemplo de lo anterior.

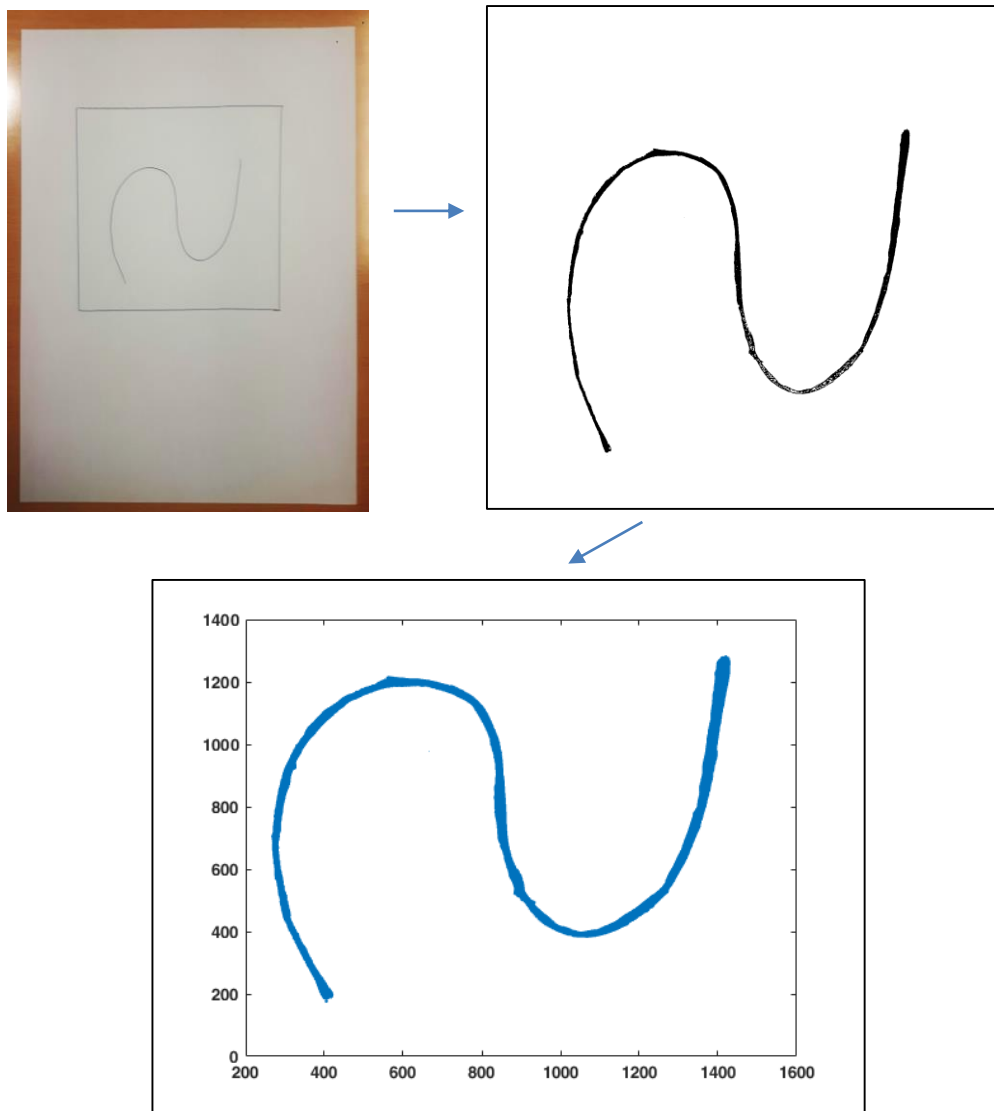


Figura 4-18. Ejemplo de procesamiento de curva fotografiada.

Donde se observa que la nube de puntos (última imagen en el orden indicado por las flechas) es similar a las que se obtienen por ordenador, y es perfectamente procesable por el software que se ha desarrollado para este proyecto. Por supuesto, esta opción requeriría una mejora sustancial del software desarrollado, pues el procesamiento de imágenes necesitaría de cierta inteligencia artificial para determinar la posición de la curva en la fotografía y realizar los cambios pertinentes en la imagen para extraer la información convenientemente.

- b. El hecho de que el programa no pueda detectar por sí solo los puntos donde se inicia y termina la curva genera ciertas desventajas. Por una parte, es necesario que el usuario indique el punto de inicio de la trayectoria para ordenar convenientemente los waypoints, de ahí que en la interfaz se haya incluido esta opción. Por otra parte, el software da problemas en el caso de que la trayectoria dibujada sea cerrada o se corte así misma por uno o varios puntos. En principio, esto no sería un problema a la hora de realizar vuelos de teledetección para generar ortomosaicos pues, en general, no se desea sobrevolar dos veces la misma zona, pero limita las posibilidades de generación de trayectorias.

2. Importar modelo con elevación del terreno

Una mejora interesante consistiría en poder obtener un modelo 3D del terreno, de manera que se conociera la elevación de la zona a sobrevolar, pudiendo así corregir la altitud de vuelo en cada uno de los waypoints y respetar la altura óptima para la toma de ortofotografía.

3. Mejorar la evasión de obstáculos

Esta opción está implementada en el software de una manera muy básica, siendo el motivo de su implementación meramente conceptual, es por ello que pueden realizarse muchísimas mejoras al respecto:

- Mejorar la creación de las trayectorias de evasión, incluyendo modificación de los márgenes de seguridad, generación de trayectorias suaves alrededor de los obstáculos, y optimización de las mismas.
- Permitir la evasión de obstáculos con formas complejas.
- Añadir la posibilidad de obtener obstáculos o zonas prohibidas reales, para las altitudes/alturas de vuelo de la operación, de bases de datos actualizadas.
- Añadir un módulo de definición de zonas prohibidas, considerando la opción de definición manual como la utilizada para las trayectorias de vuelo.

4. Incrementar las posibilidades de configuración de trayectoria

Algunas propuestas son:

- Posibilidad de modificar cada waypoint, en términos de velocidad de sobrevuelo, altitud/altura, etc.
- Previsualización del ortomosaico que se obtiene para la trayectoria dibujada.
- Generación de avisos por incompatibilidad de trayectoria con autonomía y/o alcance del UAV.
- Posibilidad de visualización de la trayectoria en 3D.

4.4 Enfoque comercial

La idea final de esta sección consiste en proponer un producto perfectamente comercializable, que sirva como punto de convergencia de todas las partes de este proyecto, y que de alguna manera sirva de propuesta de materialización de todo lo expuesto en este documento.

Al margen de todas las mejoras posibles, restricciones y aspectos pendientes de desarrollar, la combinación de la aeronave concebida en la sección 3 y el software propuesto en ésta, ambos en un estado conceptual, sugiere la idea de ofrecer, de una manera comercial, un pack "UAV + software", el cual incluyese todos los componentes y equipos necesarios para realizar las operaciones de telemetría aérea en zonas inundadas (ver figura).

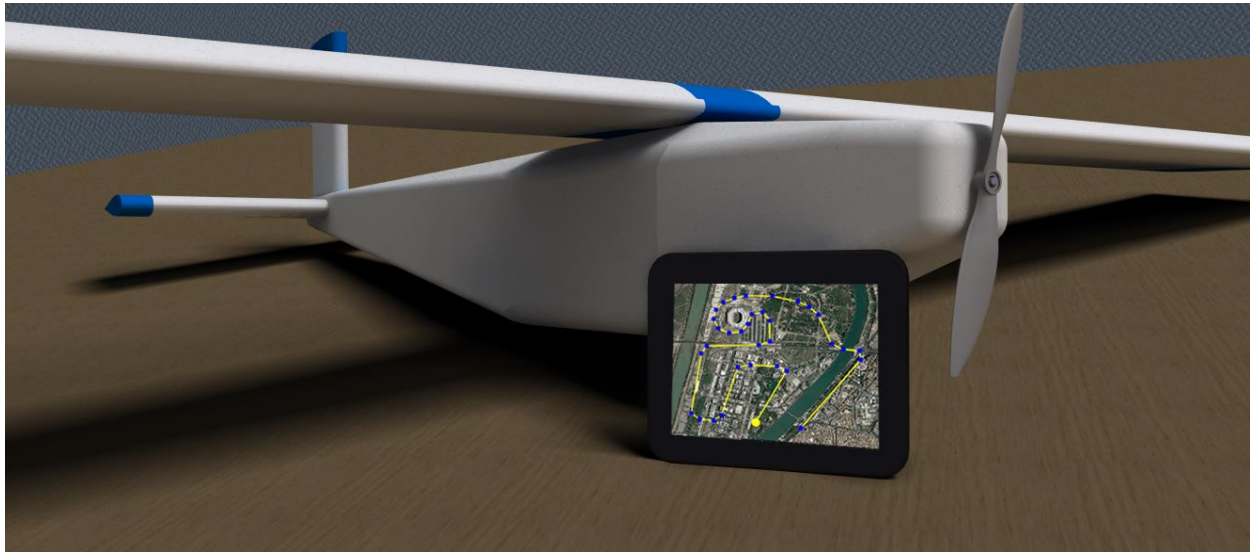


Figura 4-19. Imagen conceptual del producto

El objetivo principal consiste en ofrecer a los gobiernos y/u organizaciones pertinentes un producto de elevada utilidad e importancia, que emplea tecnología innovadora, y que, soportado por numerosas investigaciones que se han llevado a cabo (revisión bibliográfica, sección 2), un diseño orientado a una misión concreta (diseño del UAV, sección 3), y herramientas de operación adaptadas (definición de trayectorias, sección 4), puede dar apoyo a los equipos de toma de decisión en circunstancias donde una acción rápida y eficaz puede reducir daños materiales, y salvar vidas.



Figura 4-20. Imagen conceptual del vuelo

5 CONCLUSIONES Y LÍNEAS FUTURAS

"El placer más noble es el júbilo de comprender."

- Leonardo da Vinci -

Una vez terminado el proyecto, es interesante incluir este apartado de conclusiones a modo de resumen, de tal manera que, al mismo tiempo que se da una visión global de los resultados obtenidos y se realiza su valoración (objetiva y subjetiva), se indiquen aquellas lecciones aprendidas durante la realización del trabajo y algunas propuestas de mejora y ampliación, encauzando en un mismo apartado, de manera concluyente, las 3 partes en las que éste se ha dividido, y algunas notas finales.

En primer lugar, y tal como se puede ver en el apartado "Bibliografía", el hecho de que la búsqueda de información haya sido considerablemente extensa y minuciosa, no solo ha permitido alcanzar el nivel de profundidad definido en el alcance del proyecto, el cual, básicamente, tenía como objetivo "contextualizar" el proyecto y orientar la componente de diseño del mismo, sino que, por un lado, ha permitido evaluar adecuadamente el estado de una tecnología que, como se ha visto, está en plena fase de investigación y desarrollo, con escasos proyectos que tengan una visión comercial que generalice su uso en gestión de recursos hídricos, y por otro lado, teniendo en cuenta el carácter "urgente" de las operaciones del UAV que se pretendía concebir, ha dado lugar a detectar necesidades y/o posibles aspectos optimizables que han condicionado el desarrollo del proyecto notablemente, destacando, entre otras cosas, la inclinación del diseño conceptual hacia un aparato versátil, de bajo peso, barato y fácilmente desplegable en entornos complicados, y la inclusión de un apartado de software con una herramienta que puede ser de enorme utilidad para las operaciones para las que se ha diseñado y, como se ha indicado en el correspondiente apartado, puede marcar la diferencia a la hora de gestionar un plan de emergencia, y evitar o reducir pérdidas humanas y económicas.

En segundo lugar, en la parte de diseño conceptual se ha pretendido definir el dispositivo con el suficiente grado de detalle como para caracterizarlo convenientemente y poder obtener una primera aproximación en cuanto a geometría y equipamiento, así como generar algunas imágenes representativas del producto, permitiendo así reducir la faceta "virtual" del proyecto. Así mismo, y tal y como se ha mencionado en la correspondiente sección, es interesante indicar en estas conclusiones la relativa precisión con que las ecuaciones empíricas empleadas en las primeras partes del diseño conceptual permiten predecir las características de las aeronaves, y acotar los resultados esperables según la misión y/o propiedades principales del aparato que se pretende diseñar. Es por ello que, teniendo en cuenta lo observado en este proyecto, se recomienda a los potenciales lectores de este documento la utilización de dichas herramientas a la hora de abordar un diseño en sus fases iniciales.

Y en cuanto a la sección de software, el aspecto más destacable es, como ya se ha indicado, que la motivación principal de haber realizado esta "simulación" de herramienta de planificación de vuelos es el haber identificado la imperante necesidad de ahorrar tiempos en la preparación pre-vuelo dadas las características de las misiones para las que se concibe el UAV. Por último, y no por ello menos importante, es interesante remarcar el que con un sencillo prototipo de interfaz y algunos códigos en Matlab se ha podido comprobar, mediante "testeos", la enorme reducción en materia de esfuerzo y tiempo que se puede conseguir con esta herramienta de planificación (lo que al fin y al cabo, es lo que se pretende demostrar con esta simulación), algo que sirve de argumento para poder afirmar que es una idea con un notable potencial en el marco de tareas de monitorización para apoyo de equipos de toma de decisiones en situaciones de desastres hídricos.

Desde un punto de vista general, y tomando en consideración los argumentos expuestos, puede afirmarse que, a falta de realizar un estudio económico convenientemente detallado y profundizar en el enfoque comercial, la idea de continuar con el desarrollo de este producto con una visión de mercado/negocio puede ser, teniendo en cuenta que se ha detectado una necesidad y se ha propuesto una solución tecnológica barata y versátil, la cual puede ser perfectamente integrada en numerosos proyectos actuales en los que la innovación es uno de los

principales fundamentos.

Por supuesto, y dado que se trata de una fase conceptual, existen distintos aspectos en los que se puede mejorar, ampliar o continuar desarrollando, siendo alguno de ellos:

- Solicitar información técnica a los autores de las investigaciones y experimentos relacionados con el presente proyecto, de manera que se pueda ampliar y detallar mucho más el apartado bibliográfico.
- Solicitar acceso a bases de datos y bibliotecas online de publicaciones que, por cuestiones de permisos y licencias, contienen publicaciones de interés que no han podido ser analizadas para este proyecto.
- Profundizar en la documentación relacionada con desastres hídricos con el fin de recopilar más información técnica de interés que pueda ser aplicada en el proyecto, o que facilite el desarrollo del mismo.
- Incluir análisis aerodinámicos/estructurales/másicos/operacionales más detallados en la parte de diseño (además de las propuestas de mejora incluidas en la correspondiente sección)
- Construcción de un prototipo (en fases de diseño algo más avanzadas) para evaluar prestaciones y comportamiento, con lo que se propone también la consulta a expertos en diseño y montaje de este tipo de aparatos, y consulta de libros especializados.
- Optimización y mejora del algoritmo de análisis de imágenes implementado para el software.
- Diseño conceptual de la interfaz de la “App”.
- Realización de prototipo de aplicación en móvil/tablet, permitiendo determinar los puntos de paso de manera instantánea sin necesidad de realizar un procesamiento de imágenes, con lo que implicaría realizar consultas de material para diseño en Android (u otras plataformas), y solicitar ayuda y/o asesoramiento a informáticos.
- Realización de ensayos del software con UAV prototipo u otros UAVs comerciales.
- Etc.

Así mismo, y dado se han tenido que emplear numerosas herramientas y conocimientos, es interesante destacar algunas de las lecciones aprendidas durante el desarrollo de este proyecto:

- Búsqueda de información en profundidad, además de la síntesis de gran cantidad de información procedente de publicaciones técnicas de diversa índole, destacando el que a medida que se avanzaba en la revisión bibliográfica, el material encontrado era cada vez más especializado dentro del marco técnico del proyecto.
- La elevada importancia de realizar una correcta contextualización tecnológica a la hora de comenzar un diseño, pues en este caso ha sido crucial para acotar el mismo.
- La notable cantidad de investigaciones, desarrollos llevados a cabo, y soluciones técnicas que han tenido lugar en los últimos años en el mundo UAV, y cómo cada vez más su potencial está haciendo patente que será una tecnología crucial para el progreso y avance de la sociedad y la industria.
- El tratamiento de publicaciones y material de un fuerte carácter interdisciplinar.
- La gran utilidad de los libros de diseño de aeronaves incluso para una fase muy inicial de un diseño, permitiendo profundizar en detalles que cierran la fase conceptual de un diseño “sin cabos sueltos”.
- El grado de correlación entre parámetros geométricos/másicos/etc. en el desarrollo de un diseño y la necesidad de tener una visión global para el tratamiento de los resultados con el fin de argumentar y dar explicación a los mismos, así como proponer soluciones a los problemas o limitaciones encontradas.
- La enorme utilidad del software de diseño empleado, sin el cual el proyecto no habría llegado a este nivel de detalle.
- La versatilidad de Matlab a la hora de poder implementar, desde código de cálculo sencillo, hasta poder realizar un testeo de un potencial programa de planificación de vuelos, habiendo permitido demostrar que es una solución viable para la necesidad encontrada.
- El gran potencial del producto concebido y las posibilidades que tiene en el mercado actual o futuro en el corto plazo.

Como conclusión, este trabajo de fin de máster permite argumentar que la tecnología UAV es una de las grandes promesas de la industria y, dentro de la gestión de recursos hídricos, una herramienta capaz de revolucionar las técnicas de gestión de recursos hídricos y sus infraestructuras. Aún quedan desafíos que superar hasta que esta potente tecnología se extienda industrialmente, sobre todo en materia de miniaturización de sensores, el marco legal y la “confianza” en cuanto a la precisión de los datos que es capaz de obtener. Sin embargo, no faltan razones para afirmar que existe una infinidad de oportunidades para explorar el uso de los UAVs para mejorar el conocimiento científico y social en el campo de la gestión de los recursos hídricos.

6 BIBLIOGRAFÍA

- "Nuke" Newcome, L. (2004). *Unmanned Aviation, A Brief History of Unmanned Aerial Vehicles*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA).
- ABC. (2014). *Los diez pueblos más altos de España*. Obtenido de Sitio web del periódico ABC: http://www.abc.es/viajar/top/20140120/abci-pueblos-altos-espana-201401141150_1.html
- Abdulaal, M., Algarni, M., Shamim, A., & Claudel, C. (s.f.). *Unmanned Aerial Vehicle based flash flood monitoring using Lagrangian trackers*. Thuwal, Arabia Saudi.
- Aerial Mapping Solutions. (s.f.). *Orthophotography*. Obtenido de Aerial Mapping Solutions Web site: <http://www.aerialmapping.net/Orthophotography.html>
- Anderson, C., Vivoni, E., Pierini, N., Robles-Morua, A., Rango, A., Laliberte, A., & Saripalli, A. (2012). Characterization of shrubland-atmosphere interactions through use of the Eddy covariance method, distributed footprint sampling and imagery from unmanned aerial vehicles. *In American Geophysical Union Fall Meeting*. San Francisco, CA, USA.
- Atkins, E., Ollero, A., & Tsourdos, A. (2016). *Unmanned Aircraft Systems*. John Wiley & Sons Ltd.
- Austin, R. (2010). *Unmanned aircraft systems, UAVs design, development and deployment*. John Wiley and Sons.
- Autopilot*, Wikipedia. (s.f.). Obtenido de Wikipedia (Versión en Inglés): https://en.wikipedia.org/wiki/Autopilot#Radio-controlled_models
- Baluja, J., Diago, M., Balda, P., Zorer, R., Meggio, F., Morales, F., & Tardaguila, J. (2012). Assessment of vineyard water status variability by thermal and multispectral imagery using an unmanned aerial vehicle (UAV). *Irrig. Sci.*, 511-522.
- Biasutti, R., & Lombardi, A. (1995). Earthwatch: a service provided by Eurimage - the flood case.
- Boon, M. A., Greenfield, S., & Tesfamichael, S. (2016). Wetland assessment using unmanned aerial vehicle (UAV) photogrammetry. *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, (págs. 781-788). Praga, República Checa.
- Burkart, A., Cogliateli, S., Schickling, A., & Rascher, U. (2014). A novel UAV-based ultra-light weight spectrometer for field spectroscopy. *IEEE Sens*, 62-67.
- Carbon Fiber Tube Shop. (s.f.). *Tube Properties*. Obtenido de Carbon Fiber Tube Shop Web Site: www.carbonfibertubeshop.com
- CARE Internacional-Avina. (Enero de 2012). Módulo 8: Gestión Integrada del Recurso Hídrico (GIRH). *Programa Unificado de Fortalecimiento de Capacidades*. Cuenca, Ecuador.
- Chao, H., & Chen, Y. (2012). *Remote sensing and actuation using unmanned vehicles*. IEEE Press.
- Chao, H., Baumann, M., Jensen, A., Chen, Y., Cao, Y., Ren, W., & McKee, M. (2008). Band-reconfigurable Multi-UAV-based Cooperative Remote Sensing for Real-time Water Management and Distributed Irrigation Control. *The International Federation of Automatic Control 17th World Congress*, (págs. 11744-11750). Seoul, Korea.
- DeBell, L., Anderson, K., Brazier, R., King, N., & Jones, L. (2016). Water resource management at catchment scales. *NRC Research Press*, 8.
- Dpto. de Asuntos Economicos y Sociales de Naciones Unidas. (s.f.). *Gestión Integrada de Recursos Hídricos (GIRH)*. Obtenido de Sitio Web de Naciones Unidas: <http://www.un.org/spanish/waterforlifedecade/iwrm.shtml>
- EasyComposites. (s.f.). *EasyComposites: Carbon fibre tubes*. Obtenido de EasyComposites Web Site: <http://www.easycomposites.co.uk/#!/cured-carbon-fibre-products/carbon-fibre-tube>

- E-flite. (s.f.). *E-flite*. Obtenido de E-flite: Baterías: <http://www.e-fliterc.com/PowerSystems/Batteries/>
- El confidencial. (19 de Febrero de 2017). *Página web del periódico "El confidencial"*. Obtenido de http://www.elconfidencial.com/espana/andalucia/2017-02-19/lluvias-malaga-tormenta-inundaciones-riadas_1334499/
- El País. (5 de Diciembre de 2016). *Página web del periódico "El País"*. Obtenido de http://politica.elpais.com/politica/2016/12/04/actualidad/1480844933_788748.html
- Embention. (s.f.). *Embention Products*. Obtenido de Embention: <https://products.embention.com/veronte/uav-autopilot>
- Esteban, S. (2016). Transparencias de la asignatura "Cálculo de Aviones". Sevilla.
- F. Ezquiuel, C. A., Cua, M., C. Libatique, N., L. Tangonan, G., Alampay, R., T. Labuguen, R., . . . Palma, B. (s.f.). UAV aerial imaging applications for pos-disaster assesment, environmental management and infrastructure development. 1-10.
- Factor Hobby. (s.f.). *Baterías LiPo*. Obtenido de Sitio web de Factor Hobby: <https://www.factorhobby.com/baterias-lipo.html>
- Feng, Q., Liu, J., & Gong, J. (2015). UAV Remote sensing for urban vegetation mapping using Random Forest and texture analysis. *Remote Sens.* 1074-1094.
- Feng, Q., Liu, J., & Gong, J. (2015). Urban Flood Mapping Based on Unmanned Aerial Vehicle Remote Sensing and Random Forest Classifier—A Case of Yuyao, China. *Water*, 3.
- Global Water Partnership. (s.f.). *"¿Qué es la GIRH?"*. Obtenido de Global Water Partnership web site: <http://www.gwp.org/fr/GWP-Sud-America/ACERCA/por-que/PRINCIPALES-DESAFIOS/Que-es-la-GIRH/>
- Grigg, N. S. (2005). Water Resources Management. En J. H. Lehr, *Water Encyclopedia*.
- Gundlach, J. (2012). *Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach*. Manassas, Virginia: AIAA.
- Hajkowicz, S., & Collins, K. (2006). A Review of Multiple Criteria Analysis for Water. *Springer Science*, 1-2.
- Hervouet, A., Dunford, R., Piégay, H., Belletti, B., & Marie-Laure, T. (2013). Analysis of Post-flood Recruitment Patterns in Braided-Channel Rivers at Multiple Scales Based on an Image Series Collected by Unmanned Aerial Vehicles, Ultra-light Aerial Vehicles, and Satellites. *GIScience & Remote Sensing*, 50-73.
- Horizon Hobby. (s.f.). *Horizon Hobby, Preguntas y respuestas*. Obtenido de Horizon Hobby: <http://www.horizonhobby.com/airplanes/motors/power-32-brushless-outrunner-motor--770kv-eflm4032a>
- Horizon Hobby. (s.f.). *Horizon Hobby, Propellers*. Obtenido de Horizon Hobby: <http://www.horizonhobby.com/category/airplanes/airplane-accessories/propellers>
- Jiménez-Bello, M., Royuela, A., Manzano, J., Zarco-Tejada, P., & Intrigliolo, D. (2013). Assessment of drip irrigation sub-units using airborne thermal imagery acquired with an Unmanned Aerial Vehicle (UAV). *In Precision agriculture '13.*, 705-711.
- Junta de Andalucía. (s.f.). *Ortofotos*. Obtenido de Sitio web de la Junta de Andalucía: <http://www.juntadeandalucia.es/medioambiente/site/rediam/menuitem.aedc2250f6db83cf8ca78ca731525ea0/?vgnextoid=eab1d61d8470f210VgnVCM2000000624e50aRCRD>
- Laurence, R. (2004). *Unmanned Aviation, A brief history of unmanned aerial vehicles*. Reston, Virginia: AIAA.
- Li, N., Zhou, D., Duan, F., Wang, S., & Cui, Y. (2010). Application of unmanned airship image system and processing techniques for identifying of fresh water wetlands at a community scale. *18th International Conference on Geomatics*, (págs. 1-5). Beijing.
- Macleod, C. J., Scholefield, D., & Haygarth, P. M. (2007). Integration for sustainable catchment management. 591–602.

- Manual de Vuelo. (s.f.). *Principios básicos*. Obtenido de Manual de Vuelo: <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>
- Marcaccio V., J., Markle E., C., & Chow-Fraser, P. (2016). Use of fixed-wing and multi-rotor unmanned aerial vehicles to map dynamic changes in a fresh marsh. *Conferencia Internacional sobre vehículos aéreos no tripulados en geomática*, (págs. 193-202). Toronto, Canada.
- MAVinci. (s.f.). *Mission control software*. Obtenido de Sitio web de MAVinci: <http://www.mavinci.de/mavinci-system/mission-control-software/>
- Meroño Garnica, A. (2014). Diseño de un UAV eléctrico de 3 metros de envergadura. Sevilla, España.
- Micropilot. (s.f.). *Micropilot Products*. Obtenido de Micropilot Store: <http://store.micropilot.com/product-p/a-2128-helig2.htm>
- Nagai, M., Chen, T., Ahmed, A., & Shibasaki, R. (2017). UAV borne mapping system for river environment. *Research Gate*.
- Nicolai, L. M., & Carichner, G. E. (2010). *Fundamentals of Aircraft and Airship Design (Volumen I)*. AIAA Education Series.
- OACI. (2011). *Circular 328, Sistemas de aeronaves no tripuladas (UAS)*.
- Persson, A., Folke, C., Costanza, R., & Svedin, U. (2013). A safe operating space for humanity.
- Pharad. (s.f.). *UAV Antennas: Pharad*. Obtenido de Pharad: <http://www.pharad.com/uav-antennas.html>
- Pinto, E., Santana, P., & Barata, J. (2013). On collaborative aerial and surface robots for environmental monitoring of water bodies. *4th Doctoral Conference on Computing, Electrical and Industrial Systems (DoCEIS)*. Costa de Caparica, Portugal.
- Pultz, T. J., & Scofield, R. A. (2002). Applications of remotely sensed data in flood prediction and monitoring: Report of the CEOS. *Geoscience and Remote Sensing Symposium*, (págs. 768-770). Toronto, Canada.
- RC Groups. (2008). *Foro*. Obtenido de Sitio web de RC Groups: <https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?950621-Hand-launch-air-speed-estimate/page2>
- Rivas, D., & Gavilán, F. (2013). *Transparencias de la asignatura "Mecánica del Vuelo"*. Sevilla.
- Rodda, J. (2001). Water under pressure.
- Sadraey, M., & Webster College, D. (s.f.). Tail Design (Chapter 6).
- Sensefly. (s.f.). *Software*. Obtenido de Sitio web de Sensefly: <https://www.sensefly.com/software/>
- Sky-Drones. (s.f.). *Autopilots Sky-Drones*. Obtenido de Sky-Drones: <http://sky-drones.com/autopilots/smartap-autopilot-42.html>
- Smith, L. C. (1997). Satellite remote sensing of river inundation area. En L. John Wiley & Sons, *Hydrological processes*.
- Srivaree-Ratana, P. (2011). Lessons learned from the great thailand flood 2011, how UAV help scientists with emergency response, disaster aversion. 1-3.
- Sumalan, A., Popescu, D., & Ichim, L. (2016). Flood Evaluation in Critical Areas by UAV Surveillance. *Electronics, Computers and Artificial Intelligence (ECAI) International Conference - 8th Edition*, (págs. 1-6). Ploiesti.
- Swallow UAV. (s.f.). *Skimmer MK-II*. Obtenido de Sitio web de Swallow UAV: http://www.swallowuav.com/products_skimmer2.aspx
- The Source for Unmanned Parts, Components, Systems and Accessories*. (s.f.). Obtenido de Unmanned Systems Technology Web Site: <http://www.unmannedsystemstechnology.com/company/unmanned-systems-source/>
- U.S. Department of labor. (s.f.). *OSHA*. Obtenido de Flood Preparedness and Response: <https://www.osha.gov/dts/weather/flood/>

- u-blox. (2010). *U-blox*. Obtenido de U-blox web site: <http://www.u-block.com>
- UN-Water Portal. (2014).
- van Dijk, A. I., & Renzullo, L. J. (2011). Water resource monitoring systems and the role of satellite observations.
- Vivoni, E. R. (2012). Spatial patterns, processes and predictions in ecohydrology: Integrating technologies to meet the challenge. En *Ecohydrology* (págs. 235-241).
- Watanabe, Y., & Kawahara, Y. (2016). UAV photogrammetry for monitoring changes in river topography and vegetation. *12th International Conference on Hydroinformatics*, (págs. 317-325).
- Wikipedia. (s.f.). *Orthophoto*. Obtenido de Wikipedia (versión en inglés): <https://en.wikipedia.org/wiki/Orthophoto>
- Wikipedia. (s.f.). *Recurso hídrico*. Obtenido de Wikipedia (versión en español): https://es.wikipedia.org/wiki/Recurso_h%C3%ADdrico
- Wikipedia. (s.f.). *Unmanned Aerial Vehicle*. Obtenido de Wikipedia (Versión en Inglés): https://en-wikipedia.org/wiki/Unmanned_aerial_vehicle/
- Xbow Technology. (2009). *Xbow*. Obtenido de Xbow web site: <http://www.xbow.com>
- Zarco-Tejada, P. J., Gonzalez-Dugo, V., & Berni, J. (2012). Fluorescence, temperature and narrow-band indices acquired from a UAV platform for water stress detection using a micro-hyperspectral imager and a thermal camera. *Remote. Sens. Environ.* 322-337.

ANEXO

Código Matlab

1. Cálculos preliminares, aerodinámica y actuaciones

```
clear all
close all
clc

W0 = 3; % Iterante inicial
Wp = 0.29;
for i=1:10
    C1 = 0.86*W0^(-0.06);
    W0 = Wp/(1-C1);
end

We_W0 = C1;
Wp_W0 = Wp/W0;
We = W0 - Wp;

%% Aerodinámica

e = 0.8;
AR = 8;
CD0 = 0.022;

K = 1/pi/e/AR;

CL = [0:0.01:1];
for j=1:length(CL)
    CD(j) = CD0 + K * CL(j)^2;
end

figure(1)
plot(CL,CD)
axis([0 max(CL) 0 max(CD)])
title('Polar parabolica')
xlabel('C_L')
ylabel('C_D')

%% Actuaciones
h_crucero = 2000; % Altitud de crucero

% Pérdida
h_perdida = h_crucero-300; % Altitud de crucero
[T, A, P, rho_perdida] = atmosisa(h_perdida);

CLmax = 1;
Vlaunch = 10.5; % Metros por segundo
Vs = 0.9*Vlaunch; % 10 por ciento de margen
W_S_stall_lim = 0.5 * rho_perdida * Vs^2 * CLmax;
figure(2)
hold on
P_W_y = linspace(0,10);
W_S_stall = W_S_stall_lim.*ones(1,length(P_W_y));
plot(W_S_stall,P_W_y,'LineWidth',1.5)

% Crucero

[T, A, P, rho_crucero] = atmosisa(h_crucero);
```

```

rend_p = 0.65; % Rendimiento propulsivo del motor

Vc = 50; % km/h
Vc = Vc * 1000 / 3600; %m/s

W_S = 5:0.5:W_S_stall_lim+5;
P_W = Vc * (0.5*rho_crucero*Vc^2*CD0./W_S + K*2/rho_crucero/Vc^2.*W_S);

figure(2)
plot(W_S,P_W,'LineWidth',1.5)

ylabel('P/W [W/N]')
xlabel('W/S [N/m^2]')

% Ascenso
G = 0.1;
P_W_climb = Vc * (0.5*rho_perdida*Vc^2*CD0./W_S + K*2/rho_crucero/Vc^2.*W_S + G);
figure(2)
plot(W_S,P_W_climb,'LineWidth',1.5)

% Viraje
%%% Altitud de crucero
[T, A, P, rho_crucero] = atmosisa(h_crucero);
rend_p = 0.65; % Rendimiento propulsivo del motor

Vc = 50; % km/h
Vc = Vc * 1000 / 3600; %m/s
n = 2; % Factor de carga para viraje a 60°
P_W_viraje = Vc * (0.5*rho_crucero*Vc^2*CD0./W_S + n^2*K*2/rho_crucero/Vc^2.*W_S);

figure(2)
plot(W_S,P_W_viraje,'LineWidth',1.5)
grid on
axis([5 max(W_S_stall_lim+5) 0 max(P_W_y)])
legend('Perdida','Crucero','Ascenso','Viraje')
%% Diseño
eta_p = 0.65;

% Desglose de pesos
W_S_1 = 45;
P_W_1 = 3;
g = 9.8;
scatter(W_S_1,P_W_1)

% Para ser coherente con unidades
m_motor = 0.2;
m_bat = 0.2;
m_e = We;
m0 = W0;
mp = Wp;

Wmotor = m_motor * g;
Wbat = m_bat * g;
We = m_e * g;
W0 = m0 * g;
Wp = mp * 9.8;

W_e_s = We - Wmotor - Wbat;

% Nuevas iteraciones
m_bat = 0.108;
m_motor = 0.034;

Wmotor = m_motor * g;
Wbat = m_bat * g;
W0 = W_e_s + Wp + Wmotor + Wbat;

```

```
%%%%%%%%%
```

```
P_max = P_W_1 * W0;
S_ref = W0/W_S_1;
S_wet = S_ref * 4;
```

```
AR = 8;
```

```
b = sqrt(AR/4*S_wet);
envergadura = b;
c = S_ref/b;
```

```
eta_m = 0.9;
```

```
P_e_max = P_max /eta_p/eta_m;
i=0;
```

```
for W_S_1=10:5:45
    i=i+1;
```

```
% Crucero (it. inicial)
```

```
Vc_graph = [1:0.1:30]';
```

```
P_crucero_graph = W0 .* Vc_graph .* (0.5*rho_crucero.*Vc_graph.^2*CD0/W_S_1 +
K*2/rho_crucero./Vc_graph.^2*W_S_1);
```

```
figure(3)
hold on
plot(Vc_graph,P_crucero_graph)
```

```
ylabel('P [W]')
xlabel('V_c [m/s]')
axis([1 max(Vc_graph) 0 max(P_crucero_graph)])
```

```
[minimoP,b,c] = find(P_crucero_graph==min(P_crucero_graph));
```

```
vector_minimos(i,:) = [P_crucero_graph(minimoP),Vc_graph(minimoP)];
```

```
P_crucero = W0 .* Vc .* (0.5*rho_crucero*Vc^2*CD0/W_S_1 + K*2/rho_crucero/Vc^2*W_S_1)
P_e_c = P_crucero/eta_p/eta_m;
```

```
end
figure(3)
```

```
hold on
scatter(vector_minimos(:,2),vector_minimos(:,1))
```

```
hold on
scatter(Vc,P_crucero,'k','LineWidth',2)
```

```
grid on
legend('W/S=10','W/S=15','W/S=20','W/S=25','W/S=30','W/S=35','W/S=40','W/S=45','Minimo
s','V_c')
```

```
figure(5)
plot([10:5:45],vector_minimos(:,1))
```

```
grid on
xlabel('W/S [N/m^2]')
ylabel('P [W]')
```

```
figure(6)
plot([10:5:45],vector_minimos(:,2))
```

```
grid on
xlabel('W/S [N/m^2]')
```



```

ylabel('Vc_P_m_i_n [W]')

W_S_PC = [1:0.1:45];
P_crucero_WS = W0 .* Vc .* (0.5*rho_crucero*Vc^2*CD0./W_S_PC +
K*2/rho_crucero/Vc^2.*W_S_PC);

figure(4)
plot(W_S_PC,P_crucero_WS)
xlabel('W/S [N/m^2]')
ylabel('P [W]')

```

2. Cálculo de fuselaje, cola y centrado

```

%% Cálculo de geometría del UAV
b_w = 1.6;
c_w = 0.179;
S_w = b_w * c_w;
% HTP
c_HTP = c_w * 5/7;
b_HTP = b_w * 0.3145;
S_HTP = c_HTP * b_HTP;

% VTP
c_VTP = c_w * 5/7;
b_VTP = b_w * 0.157;

% Fuselaje
l1 = 0.2;
l2 = b_w * 7.84/11.2 - l1;
lf = l1 + l2;

%% Cálculo de estructura de alas
n = 3;
W = 14.4106;
L = n*14.4106;
% Distribución elíptica
paso = 0.005;
y = [0:paso:b_w/2];
y_sqrt = (y./(0.5*b_w)).^2;
l = 4*L/pi/b_w*sqrt(1-y_sqrt);

plot(y,l,'b','LineWidth',2)
hold on
plot(-y,l,'b','LineWidth',2)
grid on

xlabel('y [m]')
ylabel('l [N/m]')

% Integración
integrando = l.*y;

Mf = trapz(y,integrando);

% Tensiones
D1 = 0.012;
D2 = 0.014;

r1 = D1/2;
r2 = D2/2;
t = r2 - r1;
rm = mean([r1,r2]);
I = 2*pi*rm^3*t

sigma_x_v = Mf*rm/I; % Pa
sigma_x_v = sigma_x /10e6 % Mpa

```

```

% Peso varillas
densidad_FCarbono = 1750; % kg/m3
area_varillas = pi * (r2^2-r1^2); % m2
volumen_varillas = area_varillas * b_w; % m3
m_varillas = densidad_FCarbono * volumen_varillas; % kg

%% Cálculo de fuselaje
densidad_EPP = 45;
Vc = 50; % km/h
Vc = Vc * 1000 / 3600; %m/s

% Fuselaje
t = 0.01;
lado_e = 0.132;
lado_i = lado_e - 2*t;

% Cola
V_HTP = b_HTP * c_HTP * 0.02; % Volumen HTP
V_VTP = b_VTP * c_VTP * 0.02;

Vt = V_HTP + V_VTP;
m_t = Vt * densidad_EPP + 0.02; % Densidad + 2 servos 10g

CLt = 0.89;
rho_sl = 1.225;
S_HTP = b_HTP * c_HTP;
delta_L = 0.5 * rho_sl * Vc^2 * S_HTP * CLt;

%%% Inercias

% Ala
V_EPP_w = b_w * c_w * 0.03;
m_EPP_w = V_EPP_w * densidad_EPP;
m_w = m_varillas + m_EPP_w;

Iw = 1/12*m_w*(c_w^2+0.03^2);
Iw = Iw + (lado_e/2)^2*m_w;
% Cola
It = m_t * l2^2;

% Fuselaje

% Rectangular

V_pared = l2*lado_e*t;
M_pared = V_pared * densidad_EPP;
I1f = 2 * (1/12 * M_pared * (l2^2+lado_e^2));
I1f = I1f * 2*M_pared * (lado_e/2)^2;

I2f = 2 * (1/12 * M_pared * l2^2);
I2f = I2f + 2*M_pared * (lado_e/2)^2;

If = I1f+I2f;
If = If + 4*M_pared * (l2/2)^2; % Llevado a CDG

% Componentes
m_comp = 130 + 108 + 290 + 34 + 10 + 10;
m_comp=m_comp/1000;
long_comp = 63.38 + 102 + 120 + 22;
long_comp = long_comp / 1000*1.2;
long_comp = 0.4;
Icomp = 1/12 * m_comp * (long_comp^2+lado_i^2);

% Cálculo momentos
m_VTP = 0.011;

```

```

m_HTP = 0.038;
m_tail = m_VTP + m_HTP;
I_total = I_t + I_w + I_f + I_comp;
I_total = 0.0558;
Ftotal = delta_L*(1-m_tail*l2^2/I_total);

% Flexión
M_fuselaje = Ftotal * l2 ;

% Cálculo resistencia sección
disp('Fuselaje')
I_seccion_f = (lado_e^4-lado_i^4)/12
sigma_x_f = M_fuselaje*mean([lado_e,lado_i])/I_seccion_f
sigma_x_f = sigma_x_f/10e6
disp('-----')
%% Estabilidad estática longitudinal
% Punto neutro

eta_tail = 0.9;
a_w = (1.427-0.519)/9.954*180/pi;
a_t = 0.316/4.971*180/pi;

Xwb = 0.25;
Xwb_ = 0.25/c_w;
Xt = 1.03;
Xt_ = 1.03/c_w;
d_epsilon = -0.25;

numerador = a_w*Xwb_ + a_t * (1-d_epsilon)*eta_tail * S_HTP / S_w * Xt_;
denominador = a_w + a_t * (1-d_epsilon)*eta_tail * S_HTP / S_w;
N_0 = numerador/denominador;

Pto_Neutro = N_0 * c_w;
%% Centrado
% Masas
m_fus = 0.514;
m_motor_hel = 0.044;
m_sujeciones = 0.019;
m_bat = 0.108;
m_camara = 0.29;
m_autop = 0.130;

% Ubicación (respecto a morro)
x_fus = 0.4357;
x_varillas = 0.25;
x_motor_hel = 0;
x_sujeciones = x_varillas;
x_bat = 0.15;
x_camara = 0.240;
x_autop = x_camara + 0.06;

vector_masas = [m_fus, m_varillas, m_motor_hel, m_sujeciones, m_camara, m_bat,
m_autop];
x_masas = [x_fus, x_varillas, x_motor_hel, x_sujeciones, x_camara, x_bat,
x_autop];

% Masa
M = sum(vector_masas);

% Centro de gravedad
X_CG = 1/M * sum(vector_masas.*x_masas);

```

3. Interfaz de definición manual de trayectorias

El código recogido aquí corresponde con algunos de los programas o algoritmos desarrollados más importantes para este proyecto, siendo el resto no incluido aquí mero código básico de interfaz “Guide”, el cual simplemente asocia elementos de interfaz (botones, formularios, slides, etc.) con los programas que a continuación se muestran.

3.1 Capturador de mapa

```
load('google_var.mat')
[xx yy M Mcolor] = get_google_map(coordN, coordE);
% get_google_map ha sido descargado de MathWorks, y permite realizar una petición
% a la base de datos de Google Maps con el fin de obtener un mapa cuadrado centrado
% en una determinada coordenada geográfica
imwrite(M, Mcolor, 'Mapa.PNG', 'BitDepth', 8)

zoomlevel=valor_zoom;
amplitud=InterpZoom(zoomlevel);
xx_lim=[0 amplitud];
yy_lim=[0 amplitud];

save('Datos_imagen.mat', 'xx', 'yy', 'M', 'Mcolor', 'xx_lim', 'yy_lim', 'amplitud');
```

3.2 Procesamiento de nube de puntos

```
clear all
clc

%% Carga de resultados
load('Datos.txt');
load('DatosFOTODEF.txt')
% Datos=DatosFOTODEF;
load('Datos_imagen.mat')
Result=Datos;

% plot(Datos(:,1), Datos(:,2), '.')

%% Preparación
valores=[Result(:,1), Result(:,2)];

valoresaux=valores;
N=length(Result(:,1));

% Muestra inicial
muestra=[Result(N-400,1), Result(N-400,2)];

% Configuración de resolución
load('Valor_tol.mat')
radio=10+valor_tol*40;
% radio=30;

%% Pre-Tratamiento

% Partición inicial
k=0;
for i=1:N
    if norm(valores(i,1:2)-muestra)<radio
        k=k+1;
        entra(k,1:2)=valores(i,1:2);
        lista(k,1)=i;
    end
end
end
coordx=mean(entra(:,1));
coordy=mean(entra(:,2));
puntomedio=[coordx, coordy];
```

```

% Detección de extremo 1
aux=entra;
aux(:,1)=entra(:,1)-coordx;
aux(:,2)=entra(:,2)-coordy;

for i=1:length(aux(:,1))
    dist(i)=norm(aux(i,:));
end

max_d=max(dist);

for i=1:length(dist)
    if dist(i)==max_d
        indice=i;
    end
end

for i=1:N
    if valores(i,')==entra(indice,:)
        valores(i,:)=[];
        break
    end
end

extremo1=entra(indice,:);
entra(indice,:)=[];

% Detección de extremo 2
clear dist
clear aux

aux=entra;
aux(:,1)=entra(:,1)-coordx;
aux(:,2)=entra(:,2)-coordy;

for i=1:length(aux(:,1))
    dist(i)=norm(aux(i,:));
end

max_d=max(dist);

for i=1:length(dist)
    if dist(i)==max_d
        indice=i;
    end
end

% Condición para evitar confusión en dirección
extremo2=entra(indice,:);

flag=0;
while flag==0
    if norm(extremo1-extremo2)<radio
        flag=0;
        entra(indice,:)=[];
    else

        flag=1;
    end

clear dist
clear aux

```

```

aux=entra;
aux(:,1)=entra(:,1)-coordx;
aux(:,2)=entra(:,2)-coordy;

for i=1:length(aux(:,1))
    dist(i)=norm(aux(i,:));
end

max_d=max(dist);

for i=1:length(dist)
    if dist(i)==max_d
        indice=i;
    end
end
extremo2=entra(indice,:);
end

% Se limpia nube de puntos de la zona tratada
valoresaux(lista',:)=[];
valores=valoresaux;

% Se procede a expandir análisis por el resto de la curva a partir de los
% dos extremos calculados

% Bucle de tratamiento del resto de la nube de datos para extremo 1
flag=0;

p_ext1=extremo1;

h=0;
while flag==0

h=h+1;
[puntox,puntoy,extremox,extremoy,valoresn,flag]=calcula_wp(extremo1,valores,radio);

if flag==0;

p_ext1(h,:)=[puntox,puntoy];
extremo1=[extremox,extremoy];
valores=valoresn;
end

end

% Bucle de tratamiento del resto de la nube de datos para extremo 1
flag=0;

p_ext2=extremo2;

h=0;
while flag==0

h=h+1;
[puntox,puntoy,extremox,extremoy,valoresn,flag]=calcula_wp(extremo2,valores,radio);

if flag==0;

p_ext2(h,:)=[puntox,puntoy];
extremo2=[extremox,extremoy];
valores=valoresn;
end

```

```

end
extremop1=extremo1;
extremop2=extremo2;
%% Tratamiento
valores=[Result(:,1),Result(:,2)];

% Bucle de tratamiento del resto de la nube de datos para extremo 1
flag=0;

p_ext=[puntox,puntoy];

h=0;
while flag==0

h=h+1;
[puntox,puntoy,extremox,extremoy,valoresn,flag]=calcula_wp(extremo1,valores,radio);

if flag==0;

p_ext(h,:)=[puntox,puntoy];
extremo1=[extremox,extremoy];
valores=valoresn;
end

end

waypoints=p_ext;
xx=xx_lim;
yy=yy_lim;
waypoints=waypoints./640;
waypoints(:,1)=waypoints(:,1)*(max(xx)-min(xx))+min(xx);
waypoints(:,2)=waypoints(:,2)*(max(yy)-min(yy))+min(yy);

extremop1=extremop1./640;
extremop1(:,1)=extremop1(:,1)*(max(xx)-min(xx))+min(xx);
extremop1(:,2)=extremop1(:,2)*(max(yy)-min(yy))+min(yy);

extremop2=extremop2./640;
extremop2(:,1)=extremop2(:,1)*(max(xx)-min(xx))+min(xx);
extremop2(:,2)=extremop2(:,2)*(max(yy)-min(yy))+min(yy);

save('ValoresWP.mat', 'waypoints', 'extremop1', 'extremop2');

plot(waypoints(:,1),waypoints(:,2),'*')

```

3.3 Eliminación de waypoints redundantes

```

load('ValoresWP.mat')
x=waypoints(:,1);
y=waypoints(:,2);
% plot(x,y,'o')
% axis equal
k      = 1;
n      = length(x);
while k<=n
    j=1;
    while j+2<=n
        alpha21 = atan(abs(y(j+1)-y(j))/abs(x(j+1)-x(j)))*180/pi;
        alpha23 = atan(abs(y(j+2)-y(j+1))/abs(x(j+2)-x(j+1)))*180/pi;

```

```

alpha31 = atan(abs(y(j)-y(j+2))/abs(x(j)-x(j+2)))*180/pi;
beta1 = abs(alpha23-alpha31);
beta2 = abs(alpha23-alpha21);
if beta1<10 && beta2<10
    x(j+1) = [];
    y(j+1) = [];
    n = length(x);
end
j=j+1;
end
k=k+1;
end
% hold on
% plot(x,y,'*g')

wp_fix_i=[x,y];
save('wp_fix_i.mat','wp_fix_i');

```

3.4 Obstáculos

```

%% Función de corrección de trayectoria según obstáculos definidos
load('Datos_imagen.mat')

%% Obstáculos predefinidos
ancho=[80,45,60];
alto=[50,60,100];
x_obs=[300,300,500];
y_obs=[200,500,200];

%% Corrige para tener proporciones del mapa
ancho=ancho./640;
ancho=ancho*(max(xx_lim)-min(xx_lim));

alto=alto./640;
alto=alto*(max(yy_lim)-min(yy_lim));

x_obs=x_obs./640;
x_obs=x_obs*(max(xx_lim)-min(xx_lim));

y_obs=y_obs./640;
y_obs=y_obs*(max(yy_lim)-min(yy_lim));

Xobs = [x_obs-ancho/2 x_obs+ancho/2];
Yobs = [y_obs-alto/2 y_obs+alto/2];
N = 15;
tramo1 = linspace(Xobs(1),Xobs(2),N);
tramo2 = linspace(Yobs(1),Yobs(2),N);

load('ValoresWP.mat')
% plot(waypoints(:,1),waypoints(:,2))
trayectoria=waypoints;
save('Trayectoria.mat','trayectoria')
for g=1:3
    trayectoria=obstaculos(x_obs(g),y_obs(g),ancho(g),alto(g));
end

waypoints=trayectoria;
extremop1=waypoints(1,:);
N=length(waypoints(:,1));
extremop2=waypoints(N,:);
save('ValoresWP.mat','extremop1','extremop2','waypoints')

```

Planos

(Adjuntados en las próximas páginas)