



Universidad de Valladolid



**ESCUELA DE INGENIERÍAS
INDUSTRIALES**

UNIVERSIDAD DE VALLADOLID

ESCUELA DE INGENIERIAS INDUSTRIALES

Grado en Ingeniería en Tecnologías Industriales

**Diseño y construcción de un Vehículo
Aéreo no Tripulado para teledetección
agroforestal**

Autor:

Redondo Martín, Ignacio

Tutor:

Quintano Pastor, Carmen

Tecnología Electrónica

Fernández Manso, Alfonso

Ingeniería y Ciencias Agrarias

Valladolid, Julio 2016.





RESUMEN

El uso de vehículos aéreos no tripulados, VANT, para labores agroforestales ha aumentado en los últimos años. Permiten monitorizar grandes extensiones de bosques y cultivos con un coste muy reducido. En este proyecto se diseña y se construye un VANT de pequeñas dimensiones y bajo coste para labores agroforestales. Se analiza los requerimientos específicos que el UAV debe tener para este tipo de labores y se diseña un airframe específico.

KEYWORDS: UAV, Agroforestal, Integración, Sensores, Construcción





ÍNDICE

ÍNDICE DE FIGURAS	9
ÍNDICE DE TABLAS	13
GLOSARIO DE TÉRMINOS Y SIGLAS	15
CAPÍTULO 1: INTRODUCCIÓN Y OBJETIVOS	19
CAPÍTULO 2: UNMANNED AERIAL VEHICLES (UAV)	23
2.1 CLASIFICACIÓN DE LOS UAV	23
2.2 LOS UAV PARA APLICACIONES AGROFORESTALES	24
2.3 NORMATIVA ESPAÑOLA SOBRE UAV	27
2.3.1 NORMATIVA ACTUAL	27
2.3.2 NORMATIVA FUTURA	28
CAPÍTULO 3: ANALISIS DE LA CARGA DE PAGO	29
3.1 SENSORES DE CAPTACIÓN DEL TERRENO	29
3.1.1 VISIBLE	29
3.1.2 MULTIESPECTRAL	30
3.1.3 HIPERESPECTRAL	32
3.1.4 CÁMARA TERMOGRÁFICA	33
3.1.5 LIDAR	34
3.1.6 TABLA COMPARATIVA	36
3.2 ESTIMACIÓN DE LA CARGA DE PAGO FINAL	37
CAPÍTULO 4: DESCRIPCIÓN Y SELECCIÓN DE COMPONENTES DEL UAV	38
4.1 AIRFRAME	38
4.1.1 CONFIGURACIÓN ALAR	38
4.1.2 CONFIGURACIÓN DEL TIPO DE COLA	39
4.1.3 ELECCIÓN DE LA POSICIÓN Y NÚMERO DE MOTORES	40
4.1.4 MATERIALES NORMALMENTE UTILIZADOS	40
4.1.5 SELECCIÓN FINAL DEL AIRFRAME	41
4.2 MOTOR Y HELICE	44
4.3 ESC Y UBEC	46
4.4 SISTEMA DE COMUNICACIONES	47
4.5 SERVOS	50
4.6 PILOTO AUTOMÁTICO	51
4.7 SENSORES DE SEGURIDAD	57



4.7.1 TUBO DE PITOT	57
4.7.2 LIDAR RANGEFINDER.....	58
4.8 BATERÍAS.....	60
4.9 ACCESORIOS.....	63
4.9.1 PEGAMENTO	63
4.9.2 BALANCEADOR DE BATERÍAS.....	65
4.9.3 AVIÓN DE ENTRENAMIENTO.....	65
4.9.4 SIMULADOR DE VUELO	66
4.9.5 CABLES Y CONECTORES.....	67
4.9.6 BALIZA SONORA DE EMERGENCIA.....	68
4.10 ESTACIÓN BASE	69
4.10.1 HARDWARE	69
4.10.2 SOFTWARE	70
CAPÍTULO 5: MONTAJE, CONFIGURACIÓN Y PRUEBAS DE VUELO	72
CAPITULO 6. POSIBLES MEJORAS.....	82
6.1 MEJORAS EN EL PILOTO AUTOMÁTICO	83
6.2 MEJORAS EN LA ESTACIÓN BASE	84
6.3 MEJORAS EN LOS SENSORES ‘SENSE & AVOID’.....	86
6.4 MEJORAS DEL AIRFRAME	87
CAPITULO 7: DISEÑO DE UN UAV OPTIMIZADO	88
7.1 DISEÑO PRELIMINAR.....	89
7.1.1 ESTIMACIÓN INICIAL DE POTENCIA	89
7.1.2 ESTIMACIÓN INICIAL DE ÁREA SUPERFICIAL.....	90
7.1.3 ESTIMACIÓN DE LOS PARÁMETROS DEL ALA.....	91
7.1.4 ELECCIÓN DE PERFILES ALARES.....	92
7.1.5 NECESIDADES MÍNIMAS DE FUNCIONAMIENTO	94
7.2 DIMENSIONADO Y ESTUDIOS AERODINÁMICOS DEL UAV	96
7.2.1 ESTUDIO DE LOS PERFILES AERODINÁMICOS	96
7.2.2 ESTUDIO DE ESTABILIDAD Y SUPERFICIES ESTABILIZADORAS.	102
7.2.3 SUPERFICIES DE CONTROL	107
7.2.4 CONSIDERACIONES DEL ANÁLISIS AERODINÁMICO INICIAL.....	108
7.3 DISEÑO 3D DEL UAV Y MATERIALES	109
7.3.1 FUSELAJE	110



7.3.2 COLA.....	114
7.3.3 TUBO DE UNIÓN COLA-FUSELAJE	114
7.3.4 ALAS	115
7.3.5 BAHÍA DE CARGA.....	118
7.3.6 PESO TOTAL Y VELOCIDAD DE CRUCERO	118
7.4 ESTUDIO ESTRUCTURAL y CFD	119
7.4.1 ESTUDIO ESTRUCTURAL	119
7.4.2 ESTUDIO CFD.....	122
7.5 DISEÑO FINAL.....	123
7.5.1 CÁLCULOS AERODINÁMICOS FINALES	123
7.5.2 ESTUDIO FINAL DE ESTABILIDAD.....	128
7.5.3 DISEÑO FINAL UAV	130
CAPÍTULO 8: PRESUPUESTO.....	134
CONCLUSIONES.....	137
BIBLIOGRAFÍA.....	139
REFERENCIAS.....	139
REFERENCIAS GENERALES CONSULTADAS (Comprobadas 15/6/2016).....	143





ÍNDICE DE FIGURAS

Figure 1: MQ-9 Reaper [1].....	19
Figure 2: Estimación inicial de tiempos mediante GANTT	22
Figure 3: Tipos de UAV [3]	23
Figure 4: Diferencia entre Multiespectral y Hiperespectral [8].....	31
Figure 5: Parrot Sequoia.....	32
Figure 6: Cámara hiperespectral OCI TM-U-2000.....	33
Figure 7: Cámara térmica FLIR VUE PRO	34
Figure 8: Velodyne HDL-32E	36
Figure 9: UAV ala alta	39
Figure 10: MyTwinDream	42
Figure 11: Anaconda.....	42
Figure 12: Finwing Sabre.....	43
Figure 13: Finwing Airtitan.....	44
Figure 14: Motor Outrunner M60k	45
Figure 15: UBEC de 85A (también llamado SBEC)	46
Figure 16: Turnigy 9XR PRO	48
Figure 17: FrSKY DJT	48
Figure 18: FrSKY D8R-II.....	49
Figure 19: Servo de 9gr	50
Figure 20: Eagletree systems.....	51
Figure 21: Pixhawk.....	53
Figure 22: U-Blox LEA 6	54
Figure 23: Telemetría a 433Mhz	55
Figure 24: Ejemplo de conexión.....	55
Figure 25: Tubo de pitot	57
Figure 26: Lightware SF11C.....	58
Figure 27: Conexión a Pixhawk mediante I2C	59
Figure 28: Multistar 6s 16000mAh	61
Figure 29: Turnigy 2.2A	63
Figure 30: Pegamento Zacky	64
Figure 31 Pegamento epoxi Ceys	64
Figure 32: IMAX B6 50W 5 A.....	65
Figure 33: Wilga 2000.....	66
Figure 34: Phoenix RC 5.....	67
Figure 35: Foto de cableado	68
Figure 36: Baliza sonora.....	68
Figure 37: Maleta IP67.....	69
Figure 38: Estación Base.....	70
Figure 39: Mission Planner	71
Figure 40: Timón de cola y elevador.....	72



Figure 41: Airframe montado	72
Figure 42: Pixhawk con todas las conexiones	74
Figure 43: Estructura 3D para Pixhawk.....	75
Figure 44: Distribución de componentes	76
Figure 45: Montando el avión	80
Figure 46: De izquierda a derecha, foto del avión en pista listo para despegar y avión en vuelo	80
Figure 47: Airframe reparado.....	81
Figure 48: Raspberry Pi, Navio2 y REACH	83
Figure 49: Cardán con antena direccional.....	84
Figure 50: Distintas antenas direccionales.....	85
Figure 51: ADS-B comparado con un penique.....	86
Figure 52: SF40/C	87
Figure 53: Croquis del UAV.....	89
Figure 54: Varios parámetros del ala	91
Figure 55: Número de Reynolds	92
Figure 56: Fuerzas sobre un avión en vuelo	94
Figure 57: fx74modsm	97
Figure 58: Clark Y Smooth.....	98
Figure 59: Clark YH	98
Figure 60: Wortmann fx60126	99
Figure 61: SG6043	99
Figure 62: Ala resultante para perfil SG6043.....	100
Figure 63: Comparación de polares de los perfiles.....	100
Figure 64: Aumento de la eficiencia	101
Figure 65: Reparto de C_p a 1.5 grados	102
Figure 66: Comportamientos de un avión[24].....	103
Figure 67: Punto neutro, centro de presiones y CDG [25]	103
Figure 68: UAV y reparto de pesos inicial.....	105
Figure 69: Análisis a velocidad constante y variable.....	105
Figure 70: Estabilizador horizontal	106
Figure 71: Polares del UAV	108
Figure 72: Flujo sobre el UAV	109
Figure 73: UAV parcialmente terminado	110
Figure 74: Fuselaje principal.....	111
Figure 75: Cabeza, cuerpo y estructura interna	111
Figure 76: Pieza de unión Fuselaje-Alas.....	112
Figure 77: Estructura de fibra de carbono	112
Figure 78: Recubrimiento de EPP y fibra.....	113
Figure 79: Fuselaje completo.....	113
Figure 80: Cola del UAV	114
Figure 81: Tubo de fibra de carbono	115
Figure 82: Ala del UAV	116



Figure 83: Componentes de EPP en el ala.....	116
Figure 84: Estructura del ala.....	117
Figure 85: EPP y estructura de composite	117
Figure 86: Bahía de carga	118
Figure 87: Análisis CFD preliminar	119
Figure 88: Análisis FEA simplificado.....	121
Figure 89: Desplazamientos bajo cargas.....	121
Figure 90: Estudio CFD de túnel de viento con Flow Design	122
Figure 91: CLmax del UAV	124
Figure 92: Distancia de Despegue.....	125
Figure 93: Ecuaciones de distancia de despegue	126
Figure 94: Ecuaciones de distancia en el aire	127
Figure 95: Aterrizaje de un avión	128
Figure 96: Lugar de las raíces de la estabilización horizontal.....	129
Figure 97: Lugar de las raíces de estabilización vertical	130
Figure 98: Sketch en Catia del tren	131
Figure 99: Tren de aterrizaje finalizado.....	131
Figure 100: Bisagra de la cabeza.....	132
Figure 101: Tapa electrónica	132
Figure 102: Timón y elevador.....	133
Figure 103: UAV terminado	133





ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1: Características UAV	23
Tabla 2: UAV comerciales para labores agroforestales.....	25
Tabla 3: Comparación de distintas cámaras	30
Tabla 4: Comparación de los dos sensores LIDAR de Velodyne.....	35
Tabla 5: Comparación de los diferentes sensores	36
Tabla 6 Consumos de cada componente.....	62
Tabla 7: Peso total del UAV y de varios de sus componentes sin los sensores	76
Tabla 8: Relación entre peso, potencia y comportamiento.....	90
Tabla 9: Relación entre carga alar y comportamiento	90
Tabla 10: Superficie, envergadura y cuerda media.....	92
Tabla 11: Reynolds en función de la velocidad y la temperatura.....	93
Tabla 12: Dimensionado	94
Tabla 13: Dimensionado inicial del estabilizador.....	104
Tabla 14: Dimensiones finales del estabilizador horizontal	106
Tabla 15: Dimensiones del estabilizador vertical.....	107
Tabla 16: Desglose de pesos del fuselaje.....	113
Tabla 17: Peso de la cola del UAV	114
Tabla 18: Peso del tubo de fibra de carbono.....	115
Tabla 19: Pesos de un ala.....	117
Tabla 20: Peso total de UAV.....	118
Tabla 21: Material composite	120
Tabla 22: Material EPP.....	120
Tabla 23: Características aerodinámicas finales	123
Tabla 24: Distancia de despegue en pista.....	126
Tabla 25: Distancia en el aire	127
Tabla 26: Costes materiales Airtitan	134
Tabla 27: Costes Airframe diseñado	135
Tabla 28: Costes de servicios	135





GLOSARIO DE TÉRMINOS Y SIGLAS

ACCST: Advanced Continuous Channel Shifting Technology

ADS-B: Automatic Dependent Surveillance – Broadcast

AESA: Agencia Estatal de Seguridad Aérea

ALS: Escáner Laser Aerotransportado

AoA: Angle of Attack. Alfa.

APM: Ardupilot Mega

AR: Aspect Ratio

BEC: Battery Eliminator Circuit

CDG: Centro De Gravedad

CFD: Computer Fluid Dynamics

CNC: Control numérico computerizado

CPPM: Combined PPM

Drag: Arrastre. Resistencia del aire.

EPO: Expanded PolyOlefin

EPP: Expanded Polypropylene

ESC: Electronic Speed Controller

FBWA: Fly By Wire - A

FBWB: Fly By Wire - B

FEA: Análisis de Elementos Finitos

FPS: Fotogramas Por Segundo

FPV: First Person View

GPS: Sistema de Posicionamiento Global

GSM: Global System for Mobile

HIL: Hardware in the Loop



IGBT: Insulated Gate Bipolar Transistor

IMU: Inertial Measurement Unit

INS: Sistema de Navegación Inercial

LiDAR: Light Detection and Ranging

LI-PO: Polímero de Litio

MAV: Micro Air Vehicle

MAVLINK: Micro Air Vehicle Link

MTOW: Maximum Take-Off Weight.

NIR: Near- Infrared

OSD: On Screen Display

PCB: Printed Circuit Board

PCM: Pulse Code Modulation

PID: Control Proporcional, Integral y Derivativo

PLA: Poliacido Láctico

PMD: Peso Máximo de Decolaje

PPM: Pulse Position Modulation

PWM: Pulse Width Modulation

RC: Radio Control.

RGB: Red, Green Blue

RTK: Real Time Kinematic. Navegación Cinética Satelital.

RTL: Return To Launch

SBUS: Serial Bus

SPI: Bus Serial Peripheral Interface

SRTM: Suttle Radar Topography Mission

UAV: Unmanned Aerial Vehicle

UBEC o SBEC: Switch BEC



VANT: Vehículo aéreo no tripulado

VLM: Vortex Lattice Method





CAPÍTULO 1: INTRODUCCIÓN Y OBJETIVOS

Un vehículo aéreo no tripulado (VANT), UAV (Unmanned Aerial Vehicle) o dron es una aeronave que vuela sin tripulación. Los UAV se usan tanto en el ámbito civil como militar y pueden tener diferentes formas, tamaños, configuraciones y características. Se pueden controlar de forma remota pero también tienen la capacidad de desarrollar una misión de forma autónoma, es decir, son capaces de despegar, volar y aterrizar sin la intervención humana. Los misiles crucero se diferencian de los UAV en que estos últimos sí que son recuperables [1].



Figure 1: MQ-9 Reaper [1]

La utilización de los UAV tiene una serie de ventajas y desventajas respecto de los vehículos aéreos tripulados. En [1],[2] aparecen algunas de ellas:

Ventajas:

- Se pueden usar en zonas de alto riesgo o difícil acceso.
- La vida del piloto no corre peligro.
- Son capaces de realizar movimientos con aceleraciones que un piloto no podría soportar, lo cual los hace especialmente eficaces a la hora de evadir misiles o cazar aviones de combate enemigos.
- Ligereza y ahorro material.



Desventajas:

- Existe un retraso entre la emisión de instrucciones y su recepción, para su proceso y ejecución.
- Pueden ser hackeados o neutralizados, puesto que son muy vulnerables cuando cortas su canal de comunicación con el operador.

Así mismo, los UAV se pueden utilizar en muchos tipos de aplicaciones como, por ejemplo:

- Misiones en ambientes tóxicos o radiológicos.
- Cartografía.
- Inspección de edificios e instalaciones.
- Transporte.
- Gestión de cultivos y vigilancia de bosques y fronteras.

Cada vez más los UAV se usan en el ámbito civil existiendo numerosos modelos “Open Source” y una comunidad de usuarios muy grande. Normalmente sus usos son más bien destinados al entretenimiento y a la captación de imágenes y videos, siendo muy populares los UAV con FPV (first person view).

El objetivo del presente proyecto es la implementación de un vehículo no tripulado para labores agroforestales utilizando dispositivos de uso comercial. La motivación para realizar este proyecto es aprender más en profundidad los sistemas que incorporan los UAV y cómo funcionan, puesto que su uso crece cada año, sobretodo en tareas muy monótonas y que llevan mucho tiempo. Dada su aplicación agroforestal el UAV debe cumplir los siguientes requerimientos:

- Sistema multiplataforma: El UAV debe ser capaz de llevar distintos tipos de sensores de uso agroforestal, de manera que no haga falta tener un UAV para cada sensor, ya sea intercambiando uno por otro o mediante la coexistencia de dos o más sensores en vuelo. Los 5 tipos de sensores son: Visible, Multi-espectral, Hiperespectral, Térmico, LiDAR.
- Cobertura de vuelo: Los bosques son superficies extensas, es por ello que el UAV debe ser capaz de cubrir al menos 800ha/vuelo (Solape lineal del 90% y lateral del 70% a 120 metros de altura).



- Sistemas de seguridad:
 - o El terreno agroforestal tiene una alta variabilidad en el relieve, lo que dificulta el vuelo del UAV e incrementa la posibilidad de colisión o caída. Por ello que se implementará un sistema para detectar obstáculos y/o cambios en el relieve y vegetación.
 - o El UAV va a trabajar en zonas a veces prácticamente inaccesibles, por lo que es necesario intentar implementar un sistema que nos permita recuperar el UAV y mitigar sus daños en caso de caída.
- Debido al peso tan alto de los sistemas LiDAR (más de 1kg) el UAV debe tener una carga de pago bastante alta, así como espacio suficiente para albergar todos estos sistemas.
- El UAV debe tener unos costes asumibles. Los sensores que por su precio no puedan ser comprados se sustituirán por elementos del mismo tamaño y peso que los originales para hacer las pruebas de vuelo.

Los objetivos específicos del trabajo son:

- Análisis de los distintos tipos de UAV y elección del UAV más adecuado para la tarea a elaborar.
- Selección de cada uno de los componentes que va a tener el UAV: motores, airframe, ESC... Se analizarán las distintas posibilidades y se elegirá la mejor.
- Selección y análisis de los sensores y carga de pago que debe llevar el UAV.
- Realización de pruebas de vuelo, sistema de piloto automático y estación de tierra.
- Análisis de posibles mejoras y presupuesto del UAV.

Para conseguir estos objetivos en el plazo necesario, se estiman unas duraciones para cada una de las actividades que se deberán realizar en el proyecto, y se realiza un Gantt, figura 2. De esta forma se imponen unos límites en el tiempo para cada una de las actividades previstas. La duración es estimativa y puede sufrir cambios.



CAPÍTULO 2: UNMANNED AERIAL VEHICLES (UAV)

2.1 CLASIFICACIÓN DE LOS UAV

Hay numerosas formas de clasificar los UAV, pero en este trabajo se clasificarán en función del tipo de aeronave, que es la clasificación que se recomienda en [3], de manera que se distinguen entre despegue vertical y no vertical. La figura 3 muestra la clasificación de los UAV desde este punto de vista:

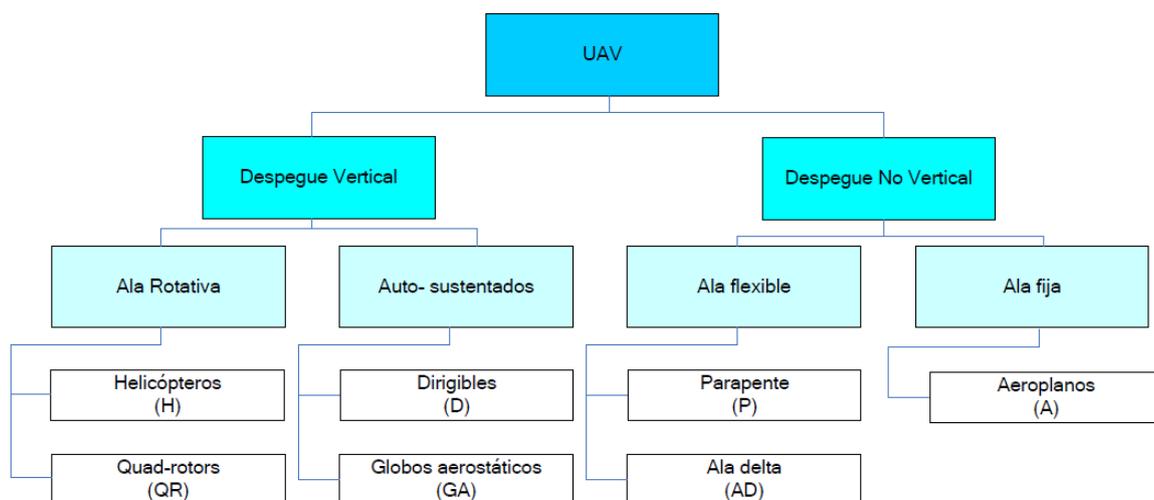


Figure 3: Tipos de UAV [3]

De todas las posibilidades, solo 4 grupos se suelen usar como UAV: Helicópteros, Aeroplanos, Dirigibles y Quad-rotors. La tabla 1 muestra las principales características de cada uno de estos grupos, y será la base para la elección del UAV más adecuado para aplicaciones agroforestales:

Tabla 1: Características UAV

Característica	Helicópteros	Aeroplanos	Dirigibles	Quad-rotors
Capacidad de vuelo estacionario	***		****	***
Velocidad de desplazamiento	***	****	*	**
Maniobrabilidad	***	*	*	****
Autonomía de vuelo (tiempo)	**	***	****	*
Resistencia a perturbaciones externas (viento)	**	****	*	**
Auto Estabilidad	*	***	****	**
Capacidad de vuelos verticales	****	*	**	****
Capacidad de carga	***	****	*	**
Capacidad de vuelo en interiores	**	*	***	****
Techo de vuelo	**	****	***	*

[3]



Las aplicaciones agroforestales requieren un UAV con una gran autonomía de vuelo por lo tanto los Quad-copter y los Helicópteros no son una buena elección puesto que consumen demasiada batería para su sustentación, como se explica en [4]. Después de sopesar las diferentes ventajas y desventajas del dirigible y el Aeroplano, se eligió el aeroplano debido a su mayor velocidad, resistencia a las perturbaciones externas y a su capacidad de carga.

2.2 LOS UAV PARA APLICACIONES AGROFORESTALES

Existen numerosas aplicaciones de los UAV para labores agroforestales algunas de las cuales son:

- **Detección de incendios:** Los UAVs permiten la supervisión constante de un área boscosa en busca de puntos activos o conatos de incendio. El vehículo no tripulado puede inspeccionar una gran área boscosa, sin riesgo de vidas humanas, reduciendo los costes y aumentando la efectividad, idea defendida en [2], [5],[4].
- **Medio Ambiente:** Parametrización del índice de contaminación lumínica para elaborar mapas de polución lumínica y monitorizar la eficiencia de medidas ecoenergéticas; control y seguimiento de accidentes industriales con vertidos tóxicos en medios acuáticos y terrestres; control de áreas de depósito y almacenaje de residuos industriales y de su tratamiento.[4]
- **Agricultura:** Control y monitorización del estado de los cultivos mediante imágenes multiespectrales, control de la eficiencia de regadíos. Conteo y supervisión de producción agrícola subvencionada (por ejemplo, número de árboles).[4]
- **Exploración de lugares de difícil acceso:** Cuevas, precipicios, etc.
- **Obtención de mapas del terreno**

Para este tipo de actividades hay numerosas compañías que han desarrollado diferentes UAV, con diferentes sensores y características. La tabla 2 recoge los UAV de las compañías más importantes, así como sus características:



Tabla 2: UAV comerciales para labores agroforestales

UAV	Tamaño	sensores	Autonomía	Velocidad	OTRO	radio
SenseFly eBee Ag	96cm envergadura (710g EPP)	Thermo/Visual/ Multiespectral NIR/Red Edge. Tubo Pitot	45minutos	40-90 Km/h		3Km
SenseFly eBee RTK	96 cm envergadura (730g EPP)	Thermo/Visual/ Multiespectral NIR/Red Edge. Tubo Pitot	40 minutos	40-90 Km/h	Correcciones del GPS RTK	3Km
Novadron e nomad	3m envergadura (2.4kg kevlar/fibra de carbono) 2.4kg payload 5kg PMD	RGB/Thermal/ multiespectral Tubo pitot	-2 horas 800ha/vuelo	65km/h	-Flaps -No necesita catapulta	-
LA300 AG	92 cm envergadura 950 g /200 g payload	RGB/NIR/ Multiespectral	30/45 minutos	20-80 km/h		25km
MAVinci Sirius UAS	163 cm envergadura 2.7kg peso de despegue	Visual	45min A 120m 142ha/vuelo	65km/h	-Aterrizaje emergencia -GPS tracker -monitor tráfico aéreo	2-4 km
Elimco E300	4.8m envergadura 15kg MTOW y 4kg payload (fibra de carbono y vidrio)	Thermo/IR/Visual	180 minutos	60-110 km/h	-Lidar Ranging -lanzadera y paracaídas	45Km
DT26X	3.3 m envergadura 15kg MTOW 4kg payload	TODOS	180 minutos 800ha/vuelo	50 km/h	-paracaídas -RTK	20km
DT18	1.8m envergadura 2kg (fibra de vidrio)	Sensores pequeños	120minutos	50km/h	Distintos niveles de alerta dependiendo del fallo.	20km
Bramor UAV	3,2Kg(Kevlar) con 0,6kg de payload	pequeños	120minutos	62km/h	Paracaídas para aterrizar	40km
Bramor Ortho	4kg peso máximo	No especifica	120 minutos	58km/h	Paracaídas	40km
Precision Hawk	2.5kg y payload de 1kg	TODOS	No especifica	No especifica	No especifica	-

*Datos obtenidos de las páginas web oficiales de cada empresa.

Después de comparar algunos de los modelos en el mercado se puede ver que hay una gran diversidad en formas y tamaños. Los únicos que podrían llevar un sistema LIDAR son DT26X, Precision Hawk y Elimco E300. El DT26X y el Elimco E300 pesan aproximadamente 15 kg y tienen una envergadura enorme lo cual les resta flexibilidad en el despegue, aterrizaje y transporte. Así mismo, Precision Hawk no especifica la autonomía del mismo por lo que



los tres quedan descartados. Las autonomías reflejadas son máximas, es decir, que esos datos no reflejan la realidad puesto que se hacen en días sin viento, pero permiten hacerse una idea de las características que tiene que tener el modelo.

A partir de ahí se analizan distintas funcionalidades interesantes como, por ejemplo:

- Implementar un paracaídas de emergencia, puesto que una caída de nuestro UAV puede ser fatal, así como distintos sistemas que detecten un fallo.
- Posibilidad de añadir en la estación base un módulo GPS RTK para mejorar el error de posición de nuestro UAV y una antena para monitorizar el tráfico aéreo, aunque en un principio el UAV no debería sobrepasar los 120m de altura.
- LIDAR Ranging para seguir una altura respecto del suelo.

Ninguno de los modelos tiene sistemas anticollisiones y solo uno de ellos tiene la capacidad de seguir el relieve, esto es debido a que muchos de ellos están diseñados para volar fuera de España donde las alturas de operación permitidas son mucho más altas. Así mismo, el uso de un sistema LIDAR Ranging permite mejorar la calidad de los datos tomados puesto que siempre están tomadas a la misma altura relativa al suelo independientemente de los cambios en el terreno.

Todas estas opciones se analizarán más adelante, pero antes de decidir el tipo de UAV necesario, hay conocer y considerar las limitaciones legales en España a la hora de volar un UAV.



2.3 NORMATIVA ESPAÑOLA SOBRE UAV

2.3.1 NORMATIVA ACTUAL

Hay distintas leyes que se aplican a los UAV. En [6] se explica que está la Ley 18/2014, donde los artículos 50 al 53 regulan la operación de aeronaves civiles mediante control remoto a 120 metros de altura y obligando a tener el UAV a la vista. Esta ley sólo se aplica a UAV de un peso inferior de 150kg y con fines comerciales tal y como se explica en el artículo 150.2 de la Ley de Navegación Aérea:

“2. Las aeronaves civiles pilotadas por control remoto, cualesquiera que sean las finalidades a las que se destinen excepto las que sean utilizadas exclusivamente con fines recreativos o deportivos, quedarán sujetas asimismo a lo establecido en esta Ley y en sus normas de desarrollo, en cuanto les sean aplicables. Estas aeronaves no estarán obligadas a utilizar infraestructuras aeroportuarias autorizadas, salvo en los supuestos en los que así se determine expresamente en su normativa específica.”

Así mismo, el Real Decreto 552/2014, de 27 de junio, en el que se desarrolla el Reglamento del aire y disposiciones operativas comunes para los servicios y procedimientos de navegación aérea, y que modifica el Real Decreto 57/2002, de 18 de enero, en el que se aprueba el Reglamento de Circulación Aérea en su Capítulo II Artículo 4.1, dice:

“1. No se realizará ningún vuelo sobre aglomeraciones por debajo de las alturas mínimas previstas en SERA.3105, salvo aquellas operaciones que, excepcionalmente y por razones de interés general debidamente justificadas, se autoricen por el Director de Seguridad de Aeronaves de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea a instancias del operador, sin perjuicio de las alturas mínimas que resulten de aplicación conforme a la normativa específica que regule las distintas actividades aeronáuticas y de las exenciones para operaciones especiales.”

Por lo tanto, se prohíbe el uso de UAV en zonas pobladas, con aglomeración de gente y zonas urbanas. Así mismo, se debe evitar zonas donde se realicen vuelos a baja altura y no se puede entrar en zonas del espacio aéreo controlado sin autorización.

Respecto a labores comerciales y de investigación, la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) diferencia en 3 grupos las aeronaves en función de su peso:



- Menos de 2Kg: Pueden volar a una altura máxima de 120m y no hace falta que se mantenga contacto visual con la aeronave.
- Menos de 25kg: Pueden volar a una altura máxima de 120m, pero hay que mantener el contacto visual con el UAV lo que se traduce en un radio de acción de 500m
- Más de 25kg: No tienen estas limitaciones, pero se necesita unos permisos mucho más estrictos.

Para poder volar un UAV de forma no recreativa se debe de tener la habilitación de AESA de operador de drones, para lo cual hace falta realizar un curso teórico-práctico, superar un examen y disponer de un certificado médico adecuado. Así mismo, el daño ocasionado por el UAV es responsabilidad del operador.

2.3.2NORMATIVA FUTURA

Como se ha dicho antes, los UAV a día de hoy no pueden sobrevolar núcleos urbanos ni zonas muy pobladas, pero tal y como se explica en [7], se está planteando la posibilidad de que los UAV de menos de 10kg sí que puedan siempre y cuando cumplan unas condiciones:

- El UAV no puede estar a más de 100 metros del operador.
- Notificar y obtener un permiso de la Subdelegación del gobierno.
- Tener una habilitación como operador de drones
- Altura máxima de 120m

Así mismo, se podría volar un UAV sin necesidad del contacto visual para aquellos que pesen menos de 5Kg y se podrá pedir permisos para volar en espacio aéreo controlado o en misiones nocturnas.

Debido a los altos costes del curso de operador de drones, las pruebas se realizarán en un club de aeromodelismo y como entretenimiento.

Por otro lado, si se quisiese certificar el UAV harían falta una serie de documentos que acrediten que el UAV se puede volar con seguridad y que la misión para la que está planteado se puede realizar sin ningún problema.

También hay ciertas limitaciones respecto a las frecuencias que se pueden utilizar en las comunicaciones y la potencia de los emisores, pero eso se abordará más adelante.



CAPÍTULO 3: ANALISIS DE LA CARGA DE PAGO

La carga de pago o Payload es la cantidad de peso que puede llevar el UAV sin contar el peso del airframe ni de los motores o servos. Por lo tanto, englobará el peso de las diferentes baterías, piloto automático y sensores. Cuanta más carga de pago lleve un avión menor será su autonomía, y aunque esa carga de pago sea de combustible, cuanto más se cargue menos kilómetros se podrán hacer por litro de combustible. Para elegir qué peso se destinará a las baterías en el UAV que se va a implementar, primero es necesario saber cuánto necesitan el resto de componentes:

3.1 SENSORES DE CAPTACIÓN DEL TERRENO

La carga de pago principal del UAV serán los sensores para captar el terreno. A continuación, se analizan los diferentes tipos de sensores:

3.1.1 VISIBLE

Hay multitud de cámaras que se usan montadas en UAV para realizar mapeos, pero las marcas más utilizadas son Sony y Canon. A la hora de elegir una cámara hay varios factores que hay que tener en cuenta:

- Dimensiones: Las dimensiones de la cámara no pueden ser muy voluminosas, en nuestro caso las dimensiones límite serán: 130x80x75. Con estas dimensiones hay muchas cámaras profesionales 'compact'.
- Peso: Debido a que nuestro UAV va a ser capaz de llevar una gran carga, 1.3kg como mínimo reservado para el sensor, no hay problemas con el peso en las cámaras compactas, pero se establece un límite de 550g para conseguir una mejor autonomía.
- Megapíxeles: Una de las características más importantes de una cámara de mapeo es su resolución. Una baja resolución va a limitar la calidad del mapeo de forma exponencial.
- Disparo: El disparo debe ser programable y automático, cuantos más fotogramas por segundo sea capaz de hacer, más rápido podrá ir el UAV y mayor solape entre fotos habrá, lo que mejora el mapeo.
- Obturación: cuanto más rápida menos posibilidad de imágenes borrosas. Ya que el UAV se desplaza a gran velocidad es un parámetro a tener en cuenta.



- Formato: Si bien está presente en todas las cámaras buscadas, el formato RAW permite mantener toda la información de la imagen.

Los precios de las cámaras para mapeo varían de 300 a 3000 euros, no se va a elegir una cámara como tal porque su elección depende del presupuesto o de la calidad que se necesite, pero aquí se adjunta una tabla 3 con distintas opciones que cumplirían las especificaciones en cuanto a peso y dimensiones. Respecto a la autonomía, las cuatro elegidas tienen una autonomía similar a 220 fotos/110 minutos.

Tabla 3: Comparación de distintas cámaras

Cámara	Dimensiones	Peso (con batería y SD)	Resolución	Precio
Canon G7 X	103,0 x 60,4 x 40,4mm	304gr	20,9MP	378€
Canon G9 X	98,0 x 57,9 x 30,8 mm	209g	20,9MP	450€
Sony DSC-QX100	62,5 x 62,5 x 55,5 mm	179g	20,2 MP	449€
Sony DSC-RX1RM2	113,3 x 65,4 x 72 mm*	507gr	43,6 MP	3500€

*Datos extraídos de las páginas Web oficiales de las empresas.

*En este caso, la dimensión de 113.3 mm hace referencia al eje vertical, estando la cámara en su posición de funcionamiento mirando hacia el terreno. Esta dimensión es superior a los 80mm fijados, pero como el diámetro de la lente es inferior a los 80mm, parte de ésta puede colocarse en el agujero de la panza del UAV.

3.1.2 MULTIESPECTRAL

Los sensores multiespectrales e hiperespectrales capturan imágenes espectrales, es decir, capturan un conjunto de imágenes de un mismo objeto representadas cada una de ellas con diferentes longitudes de onda. Las diferencias entre imágenes multiespectrales e imágenes hiperespectrales, figura 4, son muchas, pero la principal es el número de bandas espectrales.

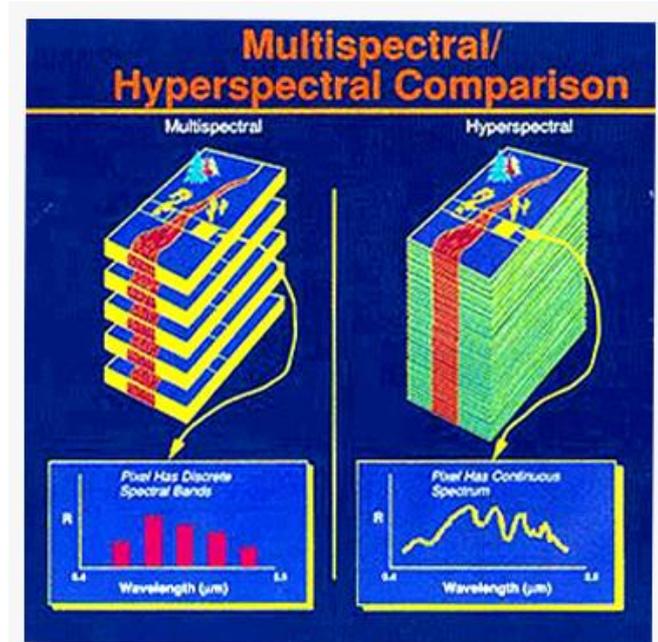


Figure 4: Diferencia entre Multiespectral y Hiperespectral [8]

De acuerdo con lo expuesto en [9],[4], las imágenes multiespectrales están formadas normalmente por pocas bandas (normalmente entre 3 y 20) y son bandas que no necesariamente tienen que estar contiguas unas a otras, mientras que las imágenes híper-espectrales normalmente están formadas por un mayor número de bandas, y éstas siempre son contiguas, formando un cubo.

Con una imagen multiespectral se obtienen los valores de intensidad en las longitudes de onda discretas en las que el sistema capte radiación, mientras que con una imagen Hiperespectral se obtiene el espectro continuo o firma espectral del objeto de análisis.

Gracias a las imágenes espectrales es posible detectar zonas de cultivos o de bosques que estén sometidas a estrés y que puede que necesiten ser fertilizados, zonas donde la vegetación es densa y vigorosa y zonas donde la vegetación es escasa y carece de vigor. Así mismo, se puede detectar enfermedades en la vegetación y cuáles están afectadas para un tratamiento más efectivo.

Gracias a toda esta información es posible realizar una monitorización de los cultivos y bosques con una eficiencia y precisión muchísimo mayor.

Hay multitud de sensores multiespectrales, pero los más utilizados son los sensores de Parrot: Parrot Sequoia y Parrot Red Edge. Se elige Parrot Sequoia para este trabajo, aunque puede usarse cualquiera de los dos.

Como muestra la figura 5 el sensor multiespectral Sequoia está compuesto de dos partes:

- Un sensor solar que se coloca en la parte superior del UAV y permite captar la radiación solar para realizar correcciones en las



imágenes solares, el GPS y un sistema IMU. Tiene unas dimensiones de 47 x 39,6 x 18,5 mm.

- Sensor multispectral que toma imágenes del terreno y que también tiene una unidad IMU. Tiene unas dimensiones de 59 x 41 x 29,5 mm.

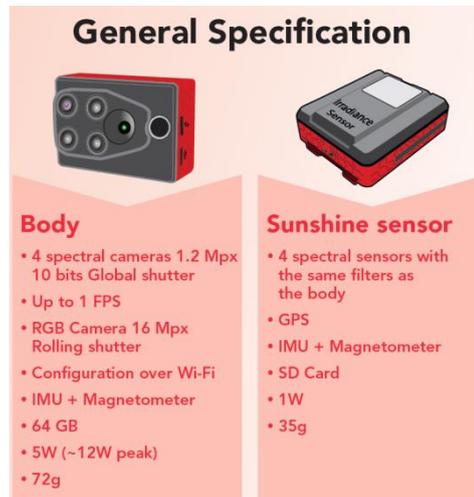


Figure 5: Parrot Sequoia

Ambos se conectan mediante un cable y las imágenes se guardan en la tarjeta SD.

El sistema tiene un peso total de 107gr.

3.1.3 HIPERESPECTRAL

Como se ha indicado anteriormente, la principal diferencia entre un sensor multispectral y un sensor hiperespectral es la cantidad de información que es capaz de captar. Los sensores hiperespectrales tienen incluso miles de bandas contiguas por lo que son capaces de captar muchísima información. Se utilizan por ejemplo para analizar obras de arte, detectar frutos con imperfecciones y en sistemas de procesamiento de materiales, como por ejemplo cintas transportadoras, puesto que la huella hiperespectral de cada material es única y permite identificar cada material de forma precisa y rápida. Existen multitud de compañías que trabajan desarrollando sensores hiperespectrales. En este caso se ha elegido dos de ellas puesto que desarrollan sensores hiperespectrales para UAV: “Cubert” y “Bayspec”. Debido a que Cubert no especifica las dimensiones ni el peso, se ha optado por Bayspec, en concreto “OCI TM-U-2000”, Figura 6.

Tiene unas dimensiones de 80 x 60 x 60 mm con una lente de 35mm y un peso de 190g. Con el miniordenador incorporado tiene un peso de 350g. Su



consumo es de menos de 2W y permite capturar hasta 120 cubos por segundo.



Figure 6: Cámara hiperspectral OCI TM-U-2000

3.1.4 CÁMARA TERMOGRÁFICA

Una cámara térmica o cámara infrarroja “es un dispositivo que, a partir de las emisiones de infrarrojos medios del espectro electromagnético de los cuerpos detectados, forma imágenes luminosas visibles por el ojo humano” [10].

Se utilizan normalmente para realizar mediciones de la temperatura, porque todo cuerpo por el hecho de estar a una determinada temperatura emite radiación infrarroja. Las aplicaciones de las cámaras termográficas a bordo de un UAV suelen ser:

- Detección y monitorización de incendios: Gracias a su capacidad de medir distintas temperaturas, es capaz de detectar incendios a grandes distancias incluso cuando aún están tapados por la vegetación, lo cual permite una intervención más rápida y precisa.
- Análisis de polución: Permite analizar la contaminación térmica de ríos y suelos.
- Cartografía: Cuando los UAV vuelan a una altura alta pueden realizar fotos que muestran las diferentes alturas, puesto que las zonas más bajas tienen mayor temperatura que las zonas más altas.

Se ha elegido la compañía FLIR porque fabrica cámaras térmicas para UAVs. Tienen tres tipos de cámaras FLIR VUE, FLIR VUE PRO y TAU 2 con unas resoluciones de 640, 336 y 324.



Finalmente, se elige la cámara térmica FLIR VUE PRO por sus especificaciones, figura 7.

- Permite descargar los datos y cargar la cámara mediante un puerto mini-USB. Este mini-USB permite conectar la cámara a un teléfono Android o IOS, para descargar las imágenes directamente sin necesidad de un ordenador, o utilizarlo como salida de video, lo cual permite enviar el video mediante un transmisor (con un OSD, por ejemplo) a la estación base.
- Todos los datos se guardan en una tarjeta SD extraíble.
- Compatibilidad con Micro Air Vehicle Link (MAVLINK)*.
- Permite el control mediante Pulse Width Modulation (PWM) de las paletas de colores, iniciar y detener la grabación y muchas más funciones.
- Bluetooth incorporado para poder configurarlo en pleno trabajo.

*MAVLINK es un protocolo de comunicación ideado para su utilización con UAV. Suele utilizarse como comunicación entre la estación base y el UAV. Los enlaces de telemetría de numerosos pilotos automáticos utilizan el protocolo MAVLINK. Si la cámara permite su utilización, es posible controlar la cámara o recibir datos de ella en tiempo real desde la estación de control.



Figure 7: Cámara térmica FLIR VUE PRO

Las dimensiones de la cámara térmica son 45 x 45 x 65 mm por lo que entra en la bahía perfectamente. Su peso es de 115gr.

3.1.5 LIDAR



LIDAR (Light Detection and Ranging) es una tecnología que permite medir la distancia desde el emisor hasta un objeto utilizando un haz láser [11]. La distancia se determina midiendo el tiempo de retraso entre la emisión y la captación de la señal una vez reflejada. Genera una nube de puntos del terreno cuando está situado en una aeronave. Para realizar este escaneado se combinan dos movimientos. Uno longitudinal dado por la trayectoria del avión y otro transversal mediante un espejo móvil que desvía el haz de luz láser emitido por el escáner. Para conocer las coordenadas de la nube de puntos se necesita la posición del sensor y el ángulo del espejo en cada momento. Para ello el sistema se apoya en un sistema GPS diferencial y un sensor inercial de navegación (INS).

El LIDAR está compuesto por:

- ALS: Escáner Láser Aerotransportado. Es el emisor de haces laser.
- GPS diferencial. Lo cual permite posicionar los puntos en sus coordenadas. Si se añade un sistema RTK mediante receptores GPS en la estación de control la precisión en el posicionamiento que se puede alcanzar puede ser menor a 10 cm.
- INS: Sistema Inercial de Navegación. Informa de los giros y de la trayectoria del avión.

Las medidas obtenidas por los tres componentes principales, ALS, GPS y IMU, se toman con una misma etiqueta de tiempos acorde con el GPS.

Por cada pulso emitido puede captar 2 o más ecos. Esto permite recoger información a diferentes alturas. Por ejemplo, si se sobrevuela una zona arbolada, el primer eco puede responder a la copa de los árboles y el último a la superficie terrestre.

Se necesita un sistema LIDAR con un peso y unas dimensiones razonables. La mayor parte de sistemas LIDAR pesan muchísimo y tienen grandes dimensiones, es por eso que se elige la marca Velodyne LiDAR puesto que fabrica sensores para UAV de dimensiones muy reducidas. Se adjunta una tabla 4 con dos de los sensores de la marca:

Tabla 4: Comparación de los dos sensores LIDAR de Velodyne.

Sensor	Dimensiones	Peso (con cables y GPS)	Distancia
HDL-32E	144.2 x 85.3 (diámetro) mm	1300 g	100 +/- 0,02m
VLP-16	71.7 x 103.3 (diámetro) mm	1130 g	100 +/- 0,03m

*Datos obtenidos de la página Web oficial de Velodyne.



Analizando las dimensiones vemos que 103.3 mm de diámetro es demasiado y ningún airframe comercial dispone de ese espacio, es por eso que se desecha esa opción a pesar de pesar menos y se elige el LiDAR HDL-32E, figura 8, que es más largo, pero con un diámetro inferior.



Figure 8: Velodyne HDL-32E

3.1.6 TABLA COMPARATIVA

En la tabla 5 se muestran cada uno de los sensores con la intención de elegir cuál es el más limitante en cuanto a dimensiones y volumen.

Tabla 5: Comparación de los diferentes sensores

Sensor	Peso	Dimensiones (mm)	Consumo	Otras necesidades
Visual	507gr	65,4 x 72 x 113,3	-	-
Multiespectral	107 gr	59 x 41 x 29,5	5W + 1W	Necesita una apertura en la parte superior del airframe.
Hiperespectral	190	60 x 60 x80	2W	160 gr + si se añade mini-ordenador
Térmico	115gr	45 x 45 x 65	-	Sistema FPV 120 gr
LiDAR	1300gr	144.2 x 85.3 x 85.3	12W	-

Como vemos, el más limitante en cuanto a peso y dimensiones es el LiDAR. La potencia que consumen es muy baja o en algunos casos nula al llevar una batería incorporada.



3.2 ESTIMACIÓN DE LA CARGA DE PAGO FINAL

De este modo, se reservan 1300gr para los sensores de captación de terreno. El piloto automático con sensores de seguridad pesa menos de 300 gr por lo que se destinarán 400 gr a las baterías de la electrónica. Respecto a la batería del motor principal se destinarán 2000gr puesto que necesitará mucha potencia.



CAPÍTULO 4: DESCRIPCIÓN Y SELECCIÓN DE COMPONENTES DEL UAV

4.1 AIRFRAME

El UAV seleccionado para la aplicación es un aeroplano, pero es necesario elegir el tipo de airframe. Hay varias opciones que hay que analizar antes de buscar un aeromodelo.

- La Payload o carga de pago es el peso que puede llevar nuestro UAV para realizar la misión, en este caso, son 2 kg contando el sensor, GPS, piloto automático y demás sensores y otros 2 kg a mayores para la batería. Eso es una payload muy grande y pocos airframe en el mercado tendrán esa capacidad.
- Los sensores y baterías ocupan espacio por lo que necesitaremos un airframe con mucho espacio interior.

Así mismo, hay que analizar y seleccionar varias características de nuestro modelo: Configuración de las alas, tipo de cola, selección de materiales, uso de Flaps...

4.1.1 CONFIGURACIÓN ALAR

Dependiendo de la configuración tendremos unas características u otras, y el control será más fácil o más difícil. En este caso, se elegirá un monoplano en voladizo que es la configuración más utilizada (un ala solo sin montantes ni cables). En [12] se explican las tres posiciones del ala posibles:

- Ala baja: Diseño más robusto y capacidad de carga aumentada, puesto que el área del ala se usa en su totalidad. Dificulta el control de la aeronave.
- Ala media: Permite grandes velocidades y giros sobre el eje longitudinal del avión.
- Ala alta: Gran estabilidad y tendencia a la corrección puesto que el peso está colocado por debajo del ala. En la Figura 9 se puede ver un UAV de ala alta.

Puesto que nuestro avión va a volar a bajas velocidades y sin giros, se necesita un avión estable, que simplificará su control y será más seguro, por lo que se elige una configuración de ala alta.



Figure 9: UAV ala alta

4.1.2 CONFIGURACIÓN DEL TIPO DE COLA

La cola es la parte posterior de un avión donde suelen estar situados los estabilizadores. La importancia aerodinámica de la cola es elevada. Hay multitud de configuraciones de cola, así que se abordarán solo las más importantes como bien se explica en [13]:

- Cola en T: el timón de cola y el timón de dirección se montan en la parte superior del estabilizador vertical. La configuración en T permite un alto rendimiento aerodinámico y un excelente ratio de desprendimiento, siempre y cuando se sitúe por encima de la altura de las alas. Su gran desventaja es que una vez que ha entrado en pérdida el avión es prácticamente imposible recuperarlo.
- Cola en V: Reemplaza los estabilizadores verticales y horizontales por dos superficies en forma de V. La cola en V es más ligera y presenta menos frentes de resistencia al flujo. Requiere un control más sofisticado.
- Cola en H: permite reducir el área de cada uno de los estabilizadores verticales, mejora el control a bajas velocidades y le aporta redundancia al sistema puesto que si un servo se rompe aún podría funcionar con el otro.

Por supuesto también está la cola en V invertida y la estándar. La cola en V no se suele utilizar casi nunca excepto por motivos visuales o de peso. La cola en V invertida cuando no quieres que tu motor colocado en la parte trasera influya en el control. De manera que



preferiblemente optaremos por una configuración tipo H o alguna configuración estándar a diferente altura que las alas.

4.1.3 ELECCIÓN DE LA POSICIÓN Y NÚMERO DE MOTORES

Un mayor número de motores aumenta la potencia y la redundancia del sistema, pero también el peso del mismo. Puesto que nuestro avión no necesita mover grandes pesos se elegirá entre una configuración de 2 motores o solo 1. Dos motores dan más potencia, pero tienen una gran complicación y es que deben estar equilibrados para tener un buen control. Además, el precio aumenta respecto a un solo motor. Es por eso que se elige un modelo con un sólo motor. Ahora falta elegir su ubicación:

- Motor en la punta: el flujo de aire es perfecto y al “tirar” del UAV el control es más sencillo pero la autonomía es más baja puesto que aumenta la velocidad del aire en contacto con el modelo y por lo tanto las pérdidas. Así mismo es muy débil a impactos, cosa que en los UAV es bastante normal, puesto que los aterrizajes no suelen ser en pista.
- Motor tras el fuselaje: mejor autonomía, pero le llega un flujo de aire peor, aumenta el aire que le llega a los estabilizadores de cola mejorando el control, en algunos modelos puede ser peligroso el “hand launch” porque puede cortar al piloto con la hélice.

Ambas posiciones tienen sus pros y contras, pero debido al uso más extendido del motor tras el fuselaje en los UAV, porque permite poner en la punta sistemas FPV y sensores, se elige esta configuración.

Hasta ahora se ha concretado cómo va a ser el airframe, pero faltaría analizar los diferentes materiales de que están hechos:

4.1.4 MATERIALES NORMALMENTE UTILIZADOS

En [13] se explican los 5 materiales que se usan para la construcción de UAV o un avión R/C de pequeño tamaño:

- EPP: Polipropileno expandido, es fácil de reparar, absorbe mucha energía en los impactos, por ello muchos aficionados al Radio Control (RC) lo llaman irrompible.



- EPO: Material del que se hacen ahora mismo casi todos los aeromodelos, permite unas características intermedias entre la fibra de vidrio y el EPP, es fácil de reparar, absorbe impactos y es semi-rígido.
- Fibra de vidrio: Buenas características en cuando a rigidez y dureza, pero en caso de golpe suelen romperse y no es posible repararlo.
- Madera de balsa: Suele utilizarse para crear la estructura interior de los aeromodelos, luego se suele recubrir de algún tipo de composite.
- Fibra de carbono: la más dura y resistente, se suele utilizar para darle más resistencia a la estructura interna. No suele usarse para “forrar” el exterior por sus elevados costes.

Los airframe hechos de composites son caros, difíciles de encontrar y en caso de golpear a una persona los daños pueden ser fatales. Es por eso que se elige un airframe de EPO. En caso de diseñar y construir posteriormente un airframe específico se utilizará una de estas mezclas:

- Fuselaje de fibra / alas de EPO / fibra de carbono para puntos exigentes
- Fuselaje y alas de EPO y recubierto de fibra con refuerzos de fibra de carbono.

Estas dos opciones suelen ser las más utilizadas, la primera aporta rigidez y durabilidad al cuerpo con una pared pequeña y unas alas que en caso de impacto pueden repararse de forma sencilla. Mientras que la segunda opción da rigidez global a todo el UAV y el EPO permite absorber la energía en caso de golpes. Otro composite que también se usa es la fibra de kevlar con fibra de carbono que también aporta unas excelentes cualidades de durabilidad.

4.1.5 SELECCIÓN FINAL DEL AIRFRAME

Se hizo una búsqueda sobre los diferentes airframe disponibles en el mercado, debido a la alta payload y a la alta autonomía es necesario un modelo que sea capaz de cargar mucho peso y tenga un gran volumen interior. Después de una búsqueda exhaustiva solo se encontraron cuatro modelos que se acercan a los requerimientos. En caso de que varias opciones sean viables se sopesará cual es la mejor opción:



- MyTwinDream (Figura 10):



Figure 10: MyTwinDream

Envergadura: 1.8m

Peso: 1.1 kg

Material: EPO

Anchura interior: 130mm

Peso máximo en el despegue: 4 kg

Debido a que tiene 2 motores el consumo será alto y por lo tanto la autonomía no será muy alta, además puede haber desequilibrios entre los motores lo que dificultaría su control. Es un peso demasiado bajo como para poder añadir la cantidad de peso que debe cargar, y para colocar los sensores habría que dañar la integridad estructural... Por ello se descarta esta opción.

Anaconda (Figura 11):



Figure 11: Anaconda



Tiene un aspecto mucho más parecido al de un UAV, pero debido a su cola y a la hélice tan grande no puede ser lanzado con la mano y tiene que aterrizar con el tren de aterrizaje lo cual dificulta su uso. Se puede colocar sensores y cámaras en el morro, aunque quedan bastante expuestos en caso de impacto y un gran peso en el morro como un LIDAR sería muy difícil de contrarrestar.

Material EPO

Envergadura: 2.1m

No se especifica el peso máximo que puede cargar, aunque con baterías la payload no supera el kilo al parecer. Tiene una estimación de vuelo de 45 minutos/1hora. Y su altura es demasiado pequeña.

Debido a la falta de información disponible y a los problemas dichos anteriormente se decide no elegir este airframe, aunque el diseño es bueno y con algunos cambios, como quitar el twin-tail y una mayor envergadura podría ser un modelo sobre el que basarse a la hora de diseñar un airframe específico para el proyecto planteado.

Finwing Sabre (Figura 12):



Figure 12: Finwing Sabre

Uno de los mejores airframes encontrados por internet, posibilidad de añadirle diferentes módulos, como una “panza” reforzada para aterrizajes en panza, distintos módulos para montaje de cámaras y una abertura ya hecha en la panza expresamente para el uso de cámaras o sensores.

Peso máximo: 4kg

Material EPO

El peso del modelo con motores y baterías es de 3 kg lo cual no permite llevar el LIDAR que pesa 1.3kg por lo que se descarta esta opción.

Finwing Airtitan (Figura 13):



Figure 13: Finwing Airtitan

El hermano mayor del Finwing Sabre, cola en H, con una abertura para visores y sensores en la panza también.

Envergadura: 2.5m

Material EPO

Peso máximo: 7kg con una payload para baterías y sensores de 4 kg.

De esta forma se puede poner 2 kg en baterías y 2 kg para nuestra payload específica lo cual da una autonomía muy buena. El interior es muy espacioso y puede albergar un sistema LIDAR sin ningún problema, aunque alguna modificación a la estructura se tendrá que hacer.

Se puede lanzar a mano, en pista (despegue muy corto) o por lanzadera y el aterrizaje debe ser con el tren de aterrizaje, aunque al parecer el terreno puede ser bastante abrupto a la hora de aterrizar. Este es el modelo que se usará para el proyecto pues recoge todas las necesidades técnicas.

4.2 MOTOR Y HELICE

Se suele elegir entre los motores de explosión y los eléctricos, los primeros permiten una mayor autonomía, pero el peso es demasiado grande y suponen demasiada complicación para un uso agroforestal, además del peligro de incendio en caso de que el avión se estrelle.

Es por ello que se elige un motor eléctrico. Existen 2 tipos de motores eléctricos, pero en la mayoría de los casos se usan motores “brushless” o motor sin escobillas. En estos motores la corriente pasa directamente por los bobinados del estator por lo que no hay ni escobillas, ni colector ni delgas, el elemento que controlará que el motor gire será el variador electrónico.



Existen dos tipos de motores “brushless”:

- Outrunner o de carcasa rotativa: Son motores de bajas revoluciones por voltio y tienen más par, pudiendo llevar hélices muy grandes.
- Inrunner: son motores de más revoluciones por voltio.

Se elige el M60K, figura 14, que está diseñado específicamente para el Airtitan y que tiene una buena calidad/precio.

Es un motor con 540KV lo que significa que por cada voltio dará 540 rpm. Lo recomendable es un valor de KV bajo y un voltaje de entrada al motor alto, en este caso 22V (5-6S), para conseguir una buena relación rpm/par.



Figure 14: Motor Outrunner M60k

La potencia máxima del motor es de 1500w, la cual es más que suficiente. Tiene un empuje estático de 6kg alimentado con 6s y una hélice de 15”. La hélice recomendada por el fabricante es precisamente la de 15”.

La elección de la hélice es algo bastante importante ya que va a condicionar el comportamiento de la motorización (más tracción o más velocidad), el consumo y la potencia que se exige al motor.

Las hélices pueden ser fijas o plegables, las plegables se usan para que cuando se corta motor no actúen de freno al plegarse.

Así mismo, las hélices se diferencian unas de otras por 3 características:

- Diámetro: Es el parámetro que condiciona la tracción, cuando más grande más empuje dará, aunque la potencia también aumentará. En nuestro caso la hélice es de 15”.
- Paso: indica las pulgadas que avanzaría la hélice en una vuelta completa. Más paso, más velocidad, aunque también mayor consumo.



- Palas: Lo normal son bipala, aunque también hay tripala y cuatripala. Mayor número de palas menor rendimiento, se suelen usar un mayor número de palas cuando se necesita aumentar el empuje y no se puede aumentar el diámetro de la hélice.

Por ello se elige una hélice de 15", bipala, y de 6-7" de paso.

4.3 ESC Y UBEC

El ESC (Electronic Speed Control) o variador de velocidad es el encargado de variar la velocidad del motor eléctrico sin escobillas. Los ESC suelen clasificarse en función de la corriente máxima que son capaces de soportar y en el caso de los aviones suelen venir con distintas medidas de seguridad, como por ejemplo reducir la potencia entregada al motor si el voltaje que le llega de la batería es insuficiente. Estas características suelen poderse configurar y elegir con que valores salta cada una de estas salvas.

A la hora de elegir el ESC primero es necesario calcular la intensidad máxima a la que va a ser alimentado. Ya que las baterías serán 5s o 6s, y como cada "s" son 3.7V estamos entre 18.5V y 22.2V. Está claro que para conseguir los 1500 W del motor el que necesitará más intensidad es la batería de 5s, que nos da un valor de 81A de pico. Ese es el valor que tiene que soportar nuestro ESC.

Se elige un ESC de 85A OPTO, eso significa que se elige uno que no tenga incorporado un BEC (Battery Eliminator Circuit). Este tipo de circuitos se utilizan para dotar al ESC con la habilidad de alimentar con una tensión constante al receptor de radio y a la electrónica general, pero sin necesidad de añadir otras baterías a parte del motor, lo cual para UAV pequeños es beneficioso pues se ahorra peso, pero para UAV grandes como es el caso, el ESC emite demasiadas interferencias al receptor y conviene separarlos lo máximo posible.



Figure 15: UBEC de 85A (también llamado SBEC)



La diferencia entre un BEC y un UBEC, figura 15, es la potencia que son capaces de transmitir y la tensión de entrada que son capaces de soportar. Suelen usarse para alimentar receptor y los servos a voltaje constante. El BEC solo puede recibir una entrada máxima de 2-3 S (7.4V-11.1V) y puede llegar a unas intensidades de 2 a 3 A mientras que el UBEC permite una entrada mucho más amplia, hasta 7s y pueden suministrar hasta 5 A.

De esta manera se elegirá un UBEC (puesto que es una fuente de alimentación conmutada por IGBTs) para alimentar a parte de la electrónica del avión. A continuación, se analizarán las baterías, los tipos y la nomenclatura que se utiliza.

4.4 SISTEMA DE COMUNICACIONES

Para poder comunicarse con el UAV se necesita usar varios enlaces de radio. Por un lado, se tiene que utilizar un sistema que envíe y reciba telemetría desde el UAV hasta la estación base. Este será el enlace de seguridad que debe de mantenerse siempre, por ello, se utilizan frecuencias muy bajas puesto que no hace falta mucha calidad. Su rango de frecuencias suele ir desde 433MHz hasta 1.3Ghz.

Cuanta más baja es la frecuencia más distancia se puede recorrer con la misma potencia y más capacidad de bordear obstáculos tiene la señal, es por eso que las más utilizadas son 433Mhz y 915Mhz, pero como 900Mhz se usa mucho en el ámbito de las comunicaciones y está saturado en España se ha elegido 433Mhz. El sistema de telemetría irá conectado al piloto automático. Cabe destacar que el uso de la mayor parte de frecuencias desde los 885 MHz hasta los 1.2 Ghz están delimitados a servicios concretos y es ilegal utilizarlas (comunicación con Galileo, telefonía...). Así mismo, se establece una potencia máxima dentro de las frecuencias a utilizar siendo 100mW para 2.4Ghz, 25mW para 5.8 GHz, utilizada para sistemas FPV, y para 433MHz la normativa dicta que dependiendo del uso va desde los 10mW hasta los 100mW.

Por otro lado, se necesita un sistema de radiocontrol con el que poder operar teniendo el UAV a la vista y poder dirigirlo en caso de algún tipo de anomalía. La frecuencia más utilizada es de 2.4GHZ, esto es debido a que con esta frecuencia no hay prácticamente interferencias con otros UAV que también utilicen 2.4Ghz y estén volando cerca. El sistema de radiocontrol necesitará una emisora, un módulo transmisor y un receptor.



La emisora se utiliza para manejar el UAV propiamente dicho, hay emisoras de 4-10 canales y dependiendo de las necesidades puedes optar por unas u otras. En este caso se ha elegido una emisora Turnigy 9XR PRO Figura 16.



Figure 16: Turnigy 9XR PRO

Es una emisora muy utilizada en el mundo del RC porque se puede configurar prácticamente todo. Se utiliza una batería Lipo 3s para darle la energía a la emisora y al módulo transmisor, que se coloca en la parte posterior. Permite recibir telemetría por ejemplo del estado de la batería que alimenta el receptor de radio y soporta distintos tipos de UAV. Como no utiliza módulo propio y su firmware es Open Source puede utilizar diferentes módulos de transmisión con frecuencias diferentes.

El módulo transmisor que se ha elegido es el FrSKY DJT Figura 17:



Figure 17: FrSKY DJT



Este módulo utiliza la tecnología ACCST (Advanced Continuous Channel Shifting Technology) que va cambiando entre 80 canales cientos de veces por segundo para asegurar que no hay interferencias. En terreno llano es capaz de alcanzar distancias de 1.5km.

Se alimenta de la batería LIPO de la emisora y tiene un consumo de 50mA y una potencia exterior de 60mW.

El receptor elegido es el FrSKY D8R-II PLUS Figura 18:



Figure 18: FrSKY D8R-II

También tiene la tecnología ACCST y 2 antenas para mejorar la recepción de la señal. Una de las características importantes en cuanto a seguridad es el Failsafe que en caso de pérdida de la señal o de falta de alimentación al receptor coloca los servos del UAV en una posición determinada. Esto permite mitigar, mediante una buena elección de esas posiciones, las consecuencias de una pérdida momentánea de la señal consiguiendo que el UAV tome una posición de descenso neutra, lo cual reduciría los daños en caso de caída.

Las características del receptor:

Voltaje de operación: 3.5~10.0V

Consumo: 100mA

Voltaje analógico: 0~3.3V

Número de canales: 8

Rango: 1.5km-2.5km

Dimensiones: 55 x 25 x 14 mm

Peso: 12.4g

En el apartado de piloto automático se hablará sobre los protocolos de radio Pulse Position Modulation (PPM), PWM, Serial bus (SBUS)... y como conectar el receptor al piloto automático.



4.5 SERVOS

Los servos utilizados en los UAV de pequeño tamaño son como los servos de RC, es decir, tienen una alimentación con 3 conectores (2 para voltaje y 1 para señal) que llegan a una placa de circuito impreso (Printed Circuit Board, PCB) que controla un motor de corriente continua. El motor tiene un conjunto de engranajes que reducen la velocidad y aumentan su par y acoplado al eje final hay un encoder, que en algunos casos son reóstatos, que mide el giro real del motor y se lo transmite a un chip que tiene el algoritmo de control. En la figura 19 podemos ver un servo de 9gr. El cable marrón corresponde al negativo, el rojo al positivo y el amarillo es la señal.



Figure 19: Servo de 9gr

Normalmente los servos se controlan por la longitud de los pulsos que se envían, aunque no todos funcionan igual o con las mismas frecuencias.

Se suelen conectar directamente al receptor, que es el encargado de enviar la señal.

En los aviones se busca un compromiso entre el par y el peso del motor, y como no se suele necesitar mucho par los servos suelen pesar hasta 9g. En nuestro caso y debido a lo grande que es el UAV buscaremos distintos servos con distinto par dependiendo su función:

- 3 servos de 6kg/cm para los alerones y el servo encargado de dirigir el tren de aterrizaje. (32gr)
- 1 servo 2.5kg/cm para el elevador (17gr)
- 2 servo 2.2kg/cm para el timón de dirección. (17gr)



4.6 PILOTO AUTOMÁTICO

Una vez elegidos la mayor parte de los componentes del hardware, es necesario elegir el controlador de vuelo, piloto automático. Existen muchos modelos de controladores de vuelo y de diferentes marcas, pero sólo se van a comparar las más importantes. En primer lugar, se analizarán las funciones que debe incluir el controlador:

- Debe ser capaz de despegar, operar y aterrizar de forma autónoma.
- Debe tener implementado muchas medidas de seguridad con muchas redundancias en el sistema.
- Debe tener un precio coherente.
- Debe ser muy polivalente y con muchas posibilidades de mejora.

Los controladores más usados son:

Eagletree systems, figura 20:



Figure 20: Eagletree systems

Es capaz de controlar tanto aviones como multirrotores, es un proyecto de una compañía privada y su precio ronda los 280 dólares.

- Frecuencia de salida Servo/ESC:
 - o Ala fija: ajustable hasta 400Hz
 - o Multirrotor (incluyendo servo de guiñada de tricóptero): 400Hz



- Dimensiones (L x W x H, aproximada):
 - o Controlador: 65 x 33 x 14 mm
 - o GPS/Mag: 35 x 24 x 15 mm
 - o Sensor de corriente/PSU (con conectores): 42 mm x 19 mm x 18 mm
- Peso (aproximado):
 - o Controlador: 21g
 - o GPS/Mag: 13g
 - o Sensor de corriente/PSU (con conectores): 15g
- Sensor de Corriente/PSU :
 - o Corriente máxima: 140 amperios
 - o Tensión Max: 6s / 25.2V
 - o Máxima corriente a 12V PSU: 1A
 - o Máxima corriente a 5V PSU: 1A

Como se puede ver, el controlador tiene GPS, IMU y un OSD integrado, permite añadir más sensores, aunque sus capacidades son bastantes limitadas puesto que es un controlador que lo que busca es simplicidad y facilidad de uso. Es muy recomendable cuando lo que se busca es un avión exclusivamente para First Person view (FPV).

Se descarta la compañía DJI dentro de las compañías privadas puesto que sus precios son desorbitados en relación a la calidad que ofrecen. En las opciones Open Source destaca el planificador de misiones y controlador ARDUPILOT que es compatible con placas, Open Source también, como PIXHAWK, NAVIO+ y Erle-Brain.

Tanto NAVIO+ como Erle-Brain utilizan la plataforma Raspberry pi, lo cual dota a estos sistemas de muchísima potencia de computación y memoria, pero debido a que están en una fase de desarrollo muy temprana se decide descartar estas opciones.

De esta manera, la opción restante es PIXHAWK.

PIXHAWK

Pixhawk es la versión actualizada del controlador APM que acabó quedando obsoleto. Ha sido desarrollado por Ardupilot y 3DR. 3DR fabrica el original, pero debido a que es Open Source hay multitud de otras empresas que fabrican Pixhawk. En la figura 21 podemos ver la placa con sus distintas características La placa tiene las siguientes características:



Figure 21: Pixhawk

- Procesador
 - o 32-bit ARM Cortex M4 core with FPU
 - o 168 Mhz/256 KB RAM/2 MB Flash
 - o 32-bit failsafe co-procesador
- Sensores
 - o MPU6000 principal acel y gyro
 - o ST Micro 16-bit giroscopio
 - o ST Micro 14-bit acelerometro/compas
 - o MEAS barómetro
- Energía
 - o Varios sistemas de seguridad y de protección en las entradas y salidas.
- Salidas/Entradas
 - o 5x UART
 - o Spektrum DSM/DSM2/DSM-X
 - o Futaba S.BUS entrada



- PPM sum
- RSSI (PWM o voltaje) entrada
- I2C, SPI, 2x CAN, USB
- 3.3 y 6.6 ADC entradas
- Dimensiones
 - Peso 38 g
 - Ancho 50 mm
 - Altura 15.5 mm
 - Longitud 81.5 mm

Pixhawk y sus clones permiten un gran rendimiento con muchas funciones configurables y muchos módulos de expansión para añadir sensores. Se elige esta plataforma de controlador de vuelo. La placa tiene varios sistemas duplicados para aumentar la seguridad como un segundo procesador. Así mismo se puede dar potencia a la placa de tres formas diferentes: mediante USB, mediante la entrada de potencia o utilizando los pines de entrada de los servos. Esto permite añadir redundancia y asegurar de que Pixhawk siempre va a disponer de energía suficiente.

El GPS elegido es el U-Blox LEA 6, figura 22, se conecta directamente a la controladora de vuelo y su consumo ronda los 120 mW en modo continuo y tiene una batería que es capaz de funcionar de Back up en caso de algún fallo en la alimentación principal.



Figure 22: U-Blox LEA 6

Por otro lado, como ya se expresó en el apartado correspondiente, el sistema de telemetría funciona a 433Mhz, se ha elegido el sistema desarrollado por Pixhawk, ya que las opiniones de las personas que lo han comprado son positivas.



Figure 23: Telemetría a 433Mhz

Como se puede ver en la Figura 23, el sistema de telemetría consta de dos receptores- transmisores. Uno de ellos irá conectado a la placa controladora mientras que el otro irá conectado en el ordenador. Para la conexión se utiliza el protocolo MAVLINK.

Tiene una potencia máxima de 100mW, pero puede ajustarse dependiendo de los requerimientos, disminuyendo la potencia consumida.

En la Figura 24 se puede ver una forma en la que se pueden conectar los diferentes componentes. En este caso para su utilización en un Quadcopter.

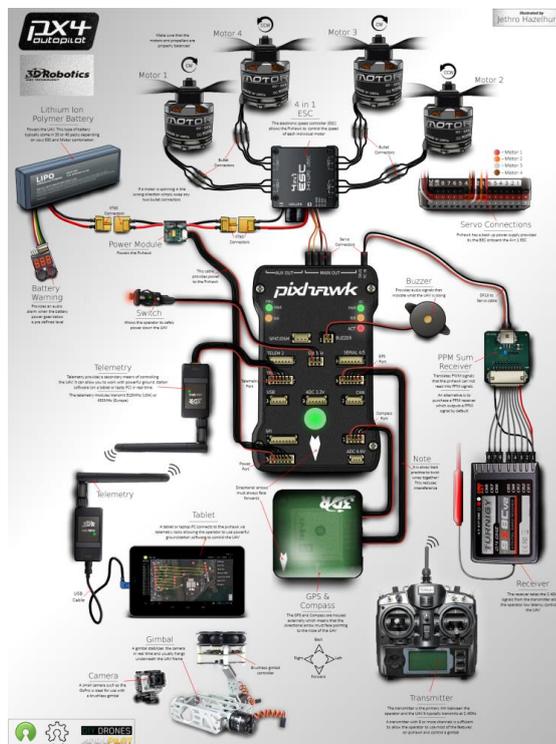


Figure 24: Ejemplo de conexión



Los receptores son los encargados normalmente de dar las señales de control a los servos, pero cada receptor utiliza un método diferente, es por eso que hace falta un sistema que convierta cada uno de los protocolos utilizados al protocolo PPM que es lo que el controlador de vuelo puede reconocer. Los protocolos empleados normalmente, de acuerdo con [14], son los siguientes:

- PWM: Es el más común y más barato, la longitud del pulso especifica la posición del acelerador o del servo. Normalmente varía entre 1000 y 2000 microsegundos.
- PPM: También llamado PPMSUM o CPPM, solo usa 1 cable de señal para muchos canales (máximo 8 canales normalmente). Una señal PPM es básicamente una señal PWM mandada tras otra, pero cada una modulada diferente.
- PCM: (Pulse Code Modulation) es la versión digital del PPM, más caro, pero con menos posibilidades de interferencias.
- Serial: Es un protocolo que utiliza 3 cables (señal, potencia y tierra) para múltiples canales. Incluye el SBUS, XBUS, IBUS y SUMD.

Puesto que el receptor es PWM y no PPM se necesita el conversor PWM-PPM que viene incorporado en el paquete. Cabe destacar que el receptor no dará la potencia a los servos si no que solo entregará las señales. Además, Pixhawk tiene incorporado un puerto SBUS.

Gracias a que las señales de la emisora entran al controlador de vuelo se pueden realizar multitud de tipos de vuelos como el vuelo estabilizado o el vuelo con límites en el terreno.



4.7 SENSORES DE SEGURIDAD

El UAV debe tener dos tipos de sensores, por una parte, sensores de seguridad y por otra, sensores para la captación del terreno. Los sensores para captar el terreno ya fueron analizados y elegidos anteriormente, de manera que en este apartado se elegirán los sensores de seguridad.

Muchos de los sensores de seguridad ya están presentes en el piloto automático elegido como los sensores de intensidad, voltaje, sensores inerciales de respaldo... Pero hay dos que hay que añadir casi de manera obligatoria ya que mejorarán la seguridad drásticamente: el tubo de pitot y del LIDAR Rangefinder.

4.7.1 TUBO DE PITOT

El tubo de pitot, figura 25, se utiliza para calcular la presión de remanso (suma de la presión estática y de la presión dinámica) y permite, entre otras cosas, calcular la velocidad del aire o de un gas mediante la ecuación de Bernoulli.



Figure 25: Tubo de pitot

La necesidad de este sensor hay que verla desde un punto de vista aerodinámico. La sustentación se crea por la velocidad relativa del aire al entrar en el perfil alar, que no es la misma que la velocidad del UAV. Por lo tanto, hace falta algún sensor para calcular esa velocidad relativa y así asegurar la sustentación del avión. De esta manera se consigue que el avión no entre en pérdida por una velocidad relativa demasiado baja o un ángulo de ataque demasiado grande.



El tubo de pitot se conectará al piloto automático, ya que el mismo ya tiene implementado un código para poder realizar las correcciones oportunas y utilizar la información para aumentar sus funciones. Permite hacer un cálculo aproximado de la autonomía y calcular de forma experimental la velocidad de pérdida con la cual puede mejorar el control del UAV reduciendo el ángulo de ataque o aumentando la velocidad cuando la velocidad relativa no sea suficiente. Así mismo los aterrizajes mejoran muchísimo.

4.7.2 LIDAR RANGEFINDER

En el apartado de los sensores de captación del terreno se mencionó la tecnología LIDAR y sus diferentes sensores. En esta ocasión se utilizará el LIDAR longitudinal o Rangefinder (se denomina así porque se usa para medir distancias) como sensor de seguridad. Los LIDAR longitudinales se utilizan en numerosas aplicaciones y hay muchos tamaños diferentes, pero se utilizará uno relativamente pequeño para poder seguir el terreno.

El LIDAR Rangefinder se colocará en posición horizontal y permitirá saber la distancia real al terreno, de manera que se puede definir una distancia de seguridad para evitar accidentes. No se necesita un LIDAR que sea capaz de medir grandes distancias, se busca uno que pueda medir 40-100 metros, que sea económico, que no pese mucho y que no consuma mucha potencia.



Figure 26: Lightware SF11C

Se elige la compañía Lightware por su buena relación calidad/precio. En concreto el SF11/C, Figura 26, que nos permite medir distancias de 120m con una precisión de 10cm. Toma 16 mediciones por segundo, lo cual es



suficiente a la hora de seguir el terreno y sus conexiones son compatibles con PIXHAWK.



Figure 27: Conexión a Pixhawk mediante I2C

- Peso: 35 g (sin cables)
- Rango: 0.1 - 120 m (objetivos naturales) 2 - 40 m (agua en movimiento)
- Resolución: 1 cm
- Actualización de la medición: 16 lecturas por segundo
- Precisión: ± 0.1 m
- Salidas & interfaces: Serial, I2C (hasta 400 kHz) & analógica con máxima latencia de 65 ms.
- Voltaje fuente de alimentación: $5.0 \text{ V} \pm 0.5 \text{ V DC}$
- Corriente fuente de alimentación: 200 mA (máximo)
- Potencia del láser: 20 mW (pico), 15 mW (media), Class 1M
- Dimensiones: 30 x 56.5 x 50 mm
- Temperatura de operación: 0 ... 40°C

Tiene distintas formas de conectarse con Pixhawk, se ha elegido la conexión mediante I2C por comodidad como puede verse en la figura 27.



Como tanto el GPS como el Tubo de pitot utilizan I2C, se utilizará una regleta de puertos I2C para poder conectar los tres sin problemas.

4.8 BATERÍAS

Hay muchos tipos de baterías en el mercado, pero las más utilizadas por su buena relación capacidad/peso son las Lipo. Las baterías Lipo se forman mediante la unión en paralelo o en serie de células, cada célula suele ser de 3.7V y tiene una capacidad que se mide en mAh.

Los miliamperios-hora miden la intensidad que es capaz de dar la célula en una hora, si se consume el doble la batería durará media hora, si por el contrario se consume la mitad la batería durará 2 horas. Por supuesto estas duraciones son las teóricas ya que una batería Lipo no se suele dejar que se descargue por debajo del 30% puesto que envejece muy rápidamente.

No suele utilizarse baterías de 1 célula, siendo el rango de uso normal entre 2s y 6s, las 's' indican el número de células en serie de la batería. Cuantas más células en serie mayor será el voltaje. La manera de saber el voltaje es multiplicando 3.7V por el número de células en serie, también llamadas elementos, de la batería. Así, por ejemplo, la batería necesaria para el motor del UAV es de 6 elementos, 6s, luego el voltaje será de 22.2V. Es importante recalcar que el voltaje de las células cargadas al 100% no es de 3.7V si no de 4.2V y que el voltaje decrece hasta los 3V cuando la batería se descarga completamente. Así pues, el rango de operación segura de una Lipo suele ser de entre 4.2V hasta 3.3V.

Otra forma de conectar las células es en paralelo, es decir, si tenemos el mismo número de células en serie, el mismo voltaje, podemos unir 2 baterías o 2 conjuntos de células en paralelo. Al unir 2 baterías en paralelo mantenemos el voltaje, pero las capacidades en mAh de las baterías se suman.

Un mal uso a la hora de usar una Lipo o a la hora de cargarla puede hacer que explote o se incendie por lo que es muy importante utilizar mecanismos que nos permitan saber si se está empleando correctamente.

Dicho esto, la batería que se necesita es de 22.2V y puesto que la potencia máxima es de 1500W se necesita una batería que sea capaz de ofrecer 68A como mínimo al descargarse. Para poder elegir una batería correctamente



hay que considerar el coeficiente de descarga, abreviado como 'C', de una batería.

El coeficiente de descarga y el coeficiente de descarga máxima indican cual es la intensidad máxima que son capaces de dar en continuo o de forma espontánea. Para ello se utiliza un número, que indica el número de veces que es capaz de entregar de forma continua el valor de la intensidad-hora de la batería, seguida de una C. Por ejemplo, una batería de 10000 mAh, 10A, y de 10C en continuo y 20C en espontaneo es capaz de darnos $10A \times 10 = 100A$ de forma continuada y $10A \times 20 = 200A$ de forma espontánea. De manera que el valor de los Amperios-h por el coeficiente de descarga de la batería tendrá que ser mayor que 68A. Para no envejecer y forzar la batería se suele elegir una descarga que duplique las necesidades máximas, luego en nuestro caso será 136A. Como se quiere mucha autonomía la batería para alimentar al motor será de gran capacidad y pesada, aunque no pueden superar los 2 kilos, por lo que habrá que buscar baterías de gran capacidad, pero con un valor de C lo más bajo posible para minimizar el peso. De esta forma la batería elegida es la Turnigy Multistar 6S 16000mAh, figura 28.



Figure 28: Multistar 6s 16000mAh

Ésta batería nos aporta 16A-h y tiene un coeficiente de descarga de 10C, que es un valor bastante bajo y con el cual conseguimos 160A en continuo. Pesa 1920gr, es menos de los 2 kilos reservados para la batería y sus dimensiones entran en el compartimento del UAV.

Funcionando el motor con su potencia máxima, es decir, consumiendo 68A la batería duraría $(16/68) \times 60 = 14.2$ minutos. Pero estos consumos de intensidad solo se producen en el despegue, con un vuelo sin grandes subidas y bajadas el consumo de intensidad suele bajarse hasta 4 o 5 veces menos del valor máximo, es decir, entre 17 A y 13.5 A lo cual nos permitiría volar alrededor de 60 minutos cargados al máximo.



Por otro lado, se necesita una batería para alimentar la electrónica de a bordo, es decir, el piloto automático, el receptor, los servos... Hay 2 posibilidades, o bien utilizar una sola batería para todo o utilizar baterías diferentes para el piloto automático y el receptor con el fin de mejorar la seguridad en caso de un mal funcionamiento de la batería de la electrónica.

El piloto automático puede alimentarse por la parte de los servos y por su entrada de potencia por lo que la forma más segura de proceder es optar por el uso de 2 baterías diferentes. Para ello es necesario conocer los consumos de nuestro receptor, piloto automático, sensor con más requerimientos y servos. En la tabla 6 se especifican los voltajes, intensidades y potencia de cada componente.

Tabla 6 Consumos de cada componente

Componente	Voltaje	Intensidad	potencia
Pixhawk con todos los componentes	2s-5s	-	Variable, alrededor de 5W-7W
Receptor	1s-2s	100mAh	-
LiDAR	3s-6s	-	12W
Servos	5-6	Variable	Variable

Para alimentar a la placa utilizamos su BEC de potencia y como consume como máximo 7W no se necesita una batería con mucho voltaje, luego con una de 2s es suficiente. Por lo tanto, se necesitan 950 mAh para alimentar al Pixhawk y todos sus componentes como el GPS, la telemetría y el tubo de pitot. Por otro lado, se necesitará una batería de al menos 3s que sea capaz de dar potencia al LiDAR, por lo tanto, consumirá 1080 mAh.

De esta forma se opta por una batería de 2s y 1300mAh para alimentar la placa Pixhawk y el Lidar Rangefinder. Y una batería de 3s y 2200mAh para alimentar el sensor y los servos. Los servos funcionan con voltajes de 5V o 6V, pero para poder utilizar la batería como fuente de potencia para la placa en caso de emergencia necesitamos que sean 5V exactos. Por eso se utiliza un BEC de 5V y 5A para alimentar los servos y en caso de emergencia la placa. La batería es capaz de dar 25W, 12W irán destinados al sensor en la situación más desfavorable y 13W irán destinados a los servos que es una potencia más que suficiente puesto que no suelen superar 1 Amperio.

Así mismo, se necesitará una batería para alimentar la emisora, se elige una Lipo expresamente fabricada para ella. En la figura 29 podemos ver la batería.



Figure 29: Turnigy 2.2A

Es una batería de 3s, es decir 11,1 V, de 2200 mAh y un coeficiente de descarga de 1.5C. El coeficiente de descarga es tan bajo porque los consumos del módulo y de la emisora son muy bajos.

También se puede necesitar una batería para la estación base opcionalmente. Permitiendo así cargar las baterías en el campo. En este caso, como el peso no es un limitante se suele utilizar baterías de coche que permiten dar 12V y alrededor de 42Ah. Lo cual es suficiente para cargar todas las baterías del UAV.

4.9 ACCESORIOS

Tan importantes pueden ser los componentes como una buena elección de los accesorios, como puede ser un pegamento o un balanceador de baterías.

4.9.1 PEGAMENTO

A la hora de pegar el airframe hay que saber de qué material está hecho porque muchos son muy parecidos y, sin embargo, la utilización de un pegamento que puede ser perfecto para uno de los materiales puede fundir por completo otro. De manera que, puesto que el UAV está fabricado con EPO, se necesitan pegamentos compatibles con este material. Dentro del mundo del RC hay diversas opiniones sobre qué pegamentos usar, esto es debido mayoritariamente o a que algunos de los materiales se confunden muy fácilmente o a preferencias personales. Para el EPO se suele usar: cola caliente, Epoxi y Cianoacrilato. La cola casi nunca se usa porque una temperatura excesiva se 'come' el material.



- Cianoacrilato o CA: Se utiliza para designar un conjunto de sustancias usadas como adhesivos de fraguado rápido. Existen varios tipos de cianoacrilatos, en este caso para pegar EPO se suele usar el denominado 'ZACKY', figura 30.



Figure 30: Pegamento Zacky

Es un pegamento para Elapor, que es una modificación del material EPO y que es propiedad de la compañía Multiplex. Es 100% compatible con el EPO y nos permite pegar y reparar en pocos segundos. Se suele llevar al campo de vuelo por si ocurre algún tipo de percance menor.

- Epoxi: Es un polímero termoestable que se endurece cuando se mezcla con un catalizador. En este caso se utilizará el epoxi estándar de la marca Ceys, figura 31, tarda en conseguir sus prestaciones máximas alrededor de 14h y suele utilizarse en los puntos de unión del airframe que van a sufrir grandes tensiones.



Figure 31 Pegamento epoxi Ceys



4.9.2 BALANCEADOR DE BATERÍAS

Por otro lado, se necesita un elemento que nos permita cargar nuestra batería con total seguridad, estos aparatos se llaman balanceadores de baterías y nos permiten cargar todas las células por igual, sin sobrepasar la capacidad de ninguna de ellas, puesto que miden el voltaje de cada una de las células y deja de cargarlas cuando han llegado a su límite de forma automática. Es necesario elegir un buen balanceador de baterías, en este caso se ha elegido el IMAX B6 50W 5 A, figura 32, por su buena calidad/precio



Figure 32: IMAX B6 50W 5 A

Permite cargar distintos tipos de baterías, aunque en nuestro caso lo interesante es que es capaz de cargar baterías Lipo de 6s. Tiene numerosas funciones de seguridad con memorias para distintas baterías, pero se debe conectar a una fuente de corriente continua entre 11V-18V. Lo más sencillo y económico es utilizar una fuente de alimentación de un ordenador viejo, eligiendo correctamente que salida nos da los 12V y 50 W que necesitamos.

4.9.3 AVIÓN DE ENTRENAMIENTO

También es importante destacar que, aunque una vez configurado el control con la emisora rara vez se usa durante el desarrollo del UAV se debe saber usar para configurar los valores del piloto automático y demás sistemas. Por ello hará falta algún sistema que nos permita conseguir un buen manejo de un mando RC. En nuestro caso hemos optado por un avión de entrenamiento y un simulador.

El avión de entrenamiento será el Wilga 2000, figura 33, con una envergadura de 1.16 m. Es un avión más pequeño y que en caso de accidente



no supone unos costes tan grandes como destruir el airframe del Airtitan. Solo necesita montarse y añadir un receptor y ya está listo para volar.



Figure 33: Wilga 2000

4.9.4 SIMULADOR DE VUELO

Respecto al simulador, la emisora Turnigy permite conectarse al ordenador mediante un cable mini Jack y emitir sonidos con distinta modulación, con un software adecuado, en este caso Vjoy y SmartPropoPlus, ambos gratuitos, que pueden ser interpretados por el ordenador de forma que lo considere un Joystick. El primer simulador usado será FlightGear, no es un simulador de RC si no de aviones, pero sus físicas y la cantidad de aviones que soporta es impresionante. Es un proyecto Open Source muy completo. Otra de las opciones que permite es realizar un Hardware-In-the-Loop (HIL), pero se abordará en el apartado de la estación base.

Una vez realizadas varias horas se pasará al siguiente software de simulación. En este caso sí que es un software comercial específico para RC. Se trata del Realflight 7 y del Phoenix RC 5. Ambos disponen de numerosos modelos RC con unas características dinámicas muy parecidas al UAV. Se utilizarán ambos durante varias horas más hasta conseguir tener un dominio sobre todo a la hora de despegar y aterrizar. En la figura 34 se puede ver una captura del software Phoenix.



Figure 34: Phoenix RC 5

4.9.5 CABLES Y CONECTORES

Las baterías deben conectarse a los UBEC y al ESC, pero no siempre llevan el mismo conector, o incluso carecen de conector. Existen varios tipos de conectores, pero los más utilizados son:

- XT90: Utilizado por grandes baterías. La batería de 16000 mAh dispone de este conector.
- Conector en T: Muy utilizado tanto en grandes baterías como en otros dispositivos. Este conector se encuentra en el ESC y en la salida del balanceador de baterías.
- XT60: Utilizado para baterías más pequeñas. Conector que utiliza la batería de 1300mAh, 2200 mAh y el UBEC del Pixhawk.

De manera que existen dos problemas:

- La batería de 16000 mAh y el ESC deben conectarse entre sí pero no tienen el mismo conector.
- El UBEC que da potencia a los servos y que debe conectarse con la batería de 2200 mAh no tiene conector.

Se necesitan los tres tipos de conectores para poder hacer las conexiones oportunas. En la figura 35 se pueden ver los cables ya terminados con sus conectores. Se ha utilizado tubo termo-retráctil para marcar la polaridad y aislar las uniones.



Figure 35: Foto de cableado

Por otro lado, se necesitan cables para servos que nos permitan alargar los existentes haciendo más sencilla y flexible la operación de configuración y recolocación. Se compran 10 cables de 10cm para este propósito.

4.9.6 BALIZA SONORA DE EMERGENCIA

El UAV puede trabajar en lugares donde la visibilidad del suelo, debido a la abundante vegetación, es muy baja. Por lo tanto, se necesita una baliza sonora que permita alertar de la posición del UAV en caso de que el piloto automático dejase de funcionar y se produjese un accidente. La baliza se conecta entre un servo y el piloto automático. En caso de avería, el piloto automático entra en modo manual de manera que el control del UAV se realiza a través de la emisora.

La baliza se encarga de detectar la señal de posición que le envía la emisora al servo. Si la emisora se apaga, la señal deja de enviarse y como consecuencia la baliza comienza a sonar a 85 db. En la figura 36 puede verse la baliza sonora.



Figure 36: Baliza sonora



4.10 ESTACIÓN BASE

4.10.1 HARDWARE

Desde la estación base se controlará nuestro UAV.

Habrá un ordenador con el Mission Planner, el sistema de telemetría, la emisora con su módulo... Es decir, sistemas electrónicos muy delicados y costosos que hay que proteger. En los entornos agrícolas y forestales los tres principales problemas pueden ser: caídas durante el transporte, polvo y agua. Por ello necesitamos guardar todos estos sistemas en una maleta que sea capaz de proteger los componentes, en nuestro caso cumplen las maletas IP67, figura 37. Y para proteger contra golpes se usarán espumas.



Figure 37: Maleta IP67

La maleta deberá cumplir una serie de dimensiones interiores, con un pequeño espacio extra por si se quiere añadir algún módulo de FPV en el futuro. Para eso hay que saber qué objetos van a ser los limitantes, en este caso, el ordenador que es de 16" y la emisora.

El ordenador tiene unas dimensiones de 38 x 25 cm y la emisora de 22 x 19 x 9 cm por lo que el maletín podrá tener unas dimensiones mínimas de: 60 x 25 x 10 o 38 x 44 x 9 o 47 x 25 x 19 o 38 x 34 x 19 cm. Una vez que se conocen las dimensiones aproximadas se buscaron distintas opciones en internet, pero siempre intentando elegir una opción realista en cuanto a precio puesto que este tipo de maletas pueden alcanzar incluso los 600 €.

Se ha elegido un maletín con unas dimensiones interiores de 50 x 35 x 19 cm y unas dimensiones exteriores de 57 x 43 x 22 cm con una espuma de uretano para amortiguar los golpes y puesto que es un prototipo se ha preferido que la maleta no sea completamente estanca para ahorrar costes.



A continuación, se adjuntan las fotos de la estación base en su versión 1, aún hay espacio para poder ampliar sus funcionalidades:



Figure 38: Estación Base

4.10.2 SOFTWARE

El ordenador de la estación base llevará el Mission Planner, figura 39. Mission Planner es un software desarrollado por Ardupilot y que tiene numerosas funciones:

- Planear las misiones mediante waypoints.
- Configurar y calibrar los sensores de la controladora
- Cargar el último firmware de Pixhawk
- Controlar el UAV en el aire.

La comunicación con el UAV se lleva a cabo mediante el receptor-transmisor de 433Mhz que se conecta al ordenador.

Mission Planner permite funcionar de puente entre FlightGear y la placa Pixhawk para realizar Hardware-in-the-Loop. La simulación hardware-in-the-Loop (HIL) se utiliza para el desarrollo y comprobación de sistemas embebidos en tiempo real complejos. La simulación HIL incluye toda la complejidad de la planta que controla el sistema embebido. Y se realiza mediante modelos matemáticos de los sistemas dinámicos relacionados con la planta bajo control, formando lo que se denomina como "simulación de la planta".

FlightGear tiene unas dinámicas muy buenas y se encarga de la parte gráfica también, Mission Planner se encarga de realizar el Loop con el software. Para simular los valores de las alturas, GPS y demás parámetros hay que instalar un par de programas extra y ya estaría todo listo.

Esta herramienta está muy aconsejable si se quiere añadir código al controlador y ver cómo repercute en el control.



Figure 39: Mission Planner

Así mismo, si se desarrolla un UAV, creando un modelo en FlightGear con sus parámetros dinámicos y visuales, se pueden simular misiones con una precisión enorme y poner al UAV en distintas situaciones extremas sin necesidad de poner en peligro la integridad del aparato real.

Debido al poco tiempo del que se dispone y a la complejidad de crear un modelo nuevo, se descarta crear un modelo del UAV. Pero para el producto final sería una buena funcionalidad que añadir a la estación base.

Otro software que se puede usar de manera complementaria es Tower. Tower es una aplicación para móviles y tablets que permite funcionar como un Mission Planner. No tiene las funcionalidades del software del ordenador, pero está pensado para trabajos donde la mayor parte de la configuración se pueda hacer en casa, y a cambio, permite llevar una estación de control tan pequeña como una Tablet. Cabe destacar que esto sólo puede realizarse una vez que el UAV está configurado con todos los parámetros de PID (control proporcional, integral y derivativo) contrastados y tras varios vuelos de prueba exitosos.



CAPÍTULO 5: MONTAJE, CONFIGURACIÓN Y PRUEBAS DE VUELO

Se reciben los diferentes componentes del UAV y se comienza con el montaje. Primeramente, se tendrá que montar el airframe. Los airframe vienen con todas las piezas necesarias para su montaje, pero habrá que pegar distintas partes hasta conseguir el airframe final. Primeramente, se montan las alas con sus refuerzos interiores, se cablean y se instalan los servos. Se hace lo mismo con el timón de cola y el elevador, figura 40.

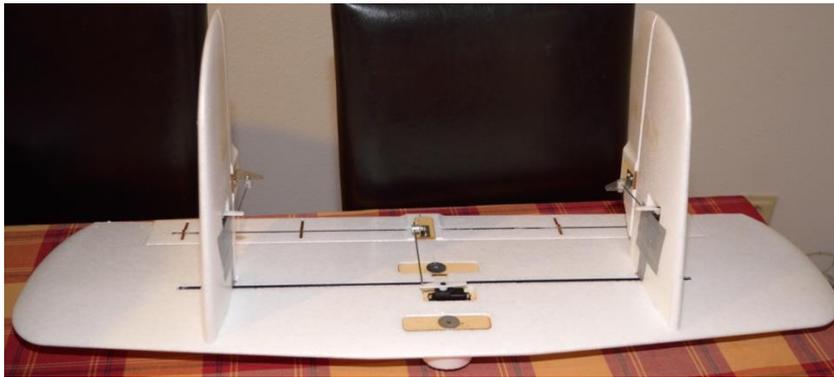


Figure 40: Timón de cola y elevador

Después cableamos, añadimos las piezas de refuerzo y pegamos el cuerpo del UAV con epoxi. Una vez montado el airframe el resultado se puede ver en la figura 41.



Figure 41: Airframe montado

Se añaden el motor, el ESC y el UBEC.



Para configurar el piloto automático se conecta al ordenador y se flashea el firmware de Ardupilot plane en el Pixhawk. Después, se calibra el GPS, las IMU, se empareja el sistema de telemetría y se calibra la emisora con el receptor mediante el PPM-SUM.

El receptor debe conectarse al PPM-SUM de manera que se cumpla que:

- Canal 1: Alerones
- Canal 2: Elevador
- Canal 3: Acelerador
- Canal 4: Timón de cola

El resto de canales están destinados a funciones extra que se pudiesen necesitar, como cambiar de modo de vuelo o desplegar un paracaídas con la emisora.

Todas estas opciones deben también programarse en la emisora.

Una vez realizado esto ya se puede conectar el resto de componentes, como el tubo de Pitot, aunque también necesita de una calibración inicial.

A la hora de colocar los componentes en el UAV se debe intentar cumplir una serie de normas:

- Alejar el ESC de cualquier componente electrónico al menos 5 cm. Esto se hace porque el ESC crea muchísimas interferencias.
- Alejar el UBEC del receptor, piloto automático y GPS al menos 5cm. Aunque el UBEC no suele dar interferencias suele alejarse de estos componentes por precaución.
- Colocar el GPS alejado un par de centímetros del Pixhawk. Así se evitan interferencias y el compás funciona mejor. Ambos deben mirar en la misma dirección para un correcto funcionamiento.
- Debe colocarse algún tipo de espuma para amortiguar, en cierta medida, las vibraciones que pueda sufrir la placa Pixhawk. De esta forma el control suele ser más estable.
- Se debe repartir el peso de manera que el centro de gravedad cumpla con lo recomendado por el fabricante. En este caso, el centro de gravedad debe estar situado entre 215mm y 190mm, siendo el valor de 205 mm el recomendado, medidos desde la parte trasera de las alas hacia la parte frontal.

Así mismo, los componentes en el piloto automático se deberán conectar a la placa siguiendo el esquema de la figura 42. La batería de 6000 mAh no se ha incluido en el dibujo, pero iría conectada al ESC.

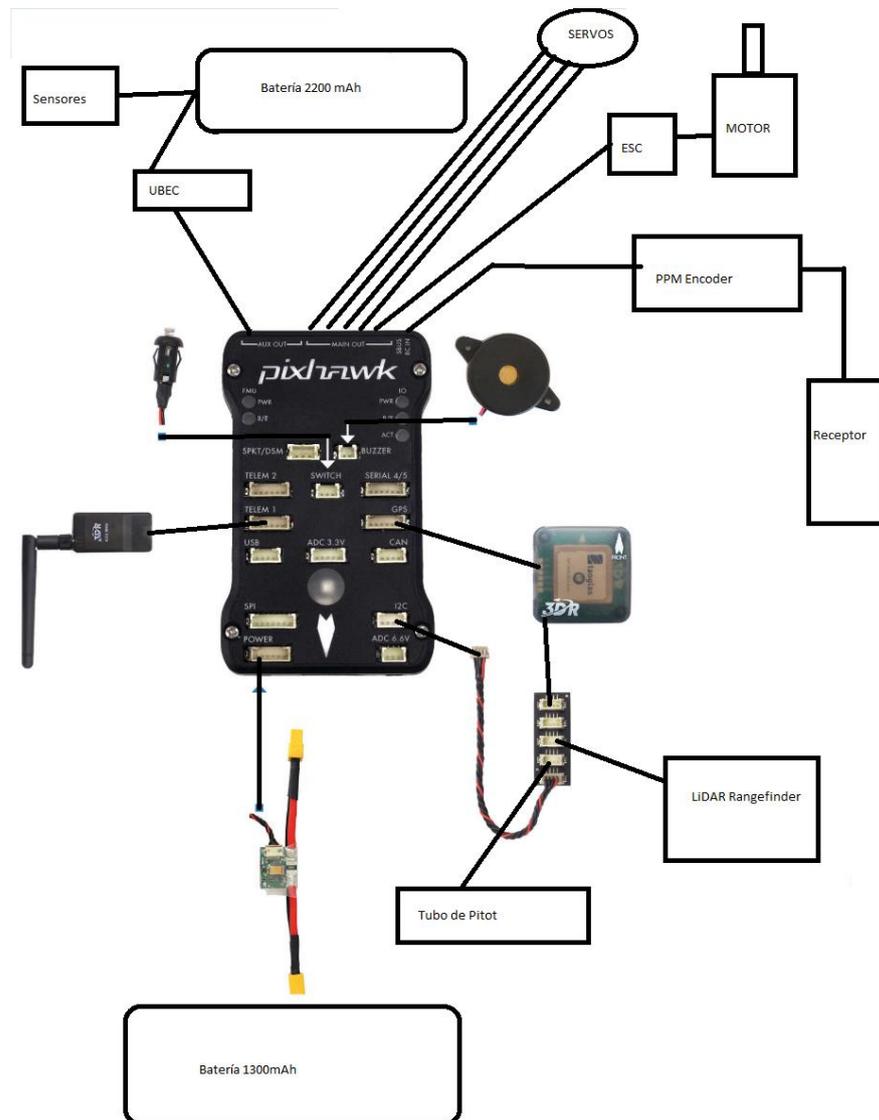


Figure 42: Pixhawk con todas las conexiones

Los servos deben conectarse a los pines de salida con un orden específico:

- Pin 1: Alerón
- Pin 2: Elevador
- Pin 3: Acelerador
- Pin 4: Timón de cola

El resto de pines de salida se pueden utilizar para multitud de funciones entre las que destacan:

- Conectar otro alerón o elevador.



- Conectar flaps.
- Conectar un cardán estabilizador para una cámara o un sensor.
- Disparar una cámara o sensor.
- Conectar un tren de aterrizaje direccional.
- Conectar un servo para lanzar un paracaídas.

Una vez realizadas las conexiones pertinentes y configurados todos los parámetros, lo único que queda es su instalación dentro del airframe cumpliendo los centros de gravedad (CDG) establecidos por el fabricante. Para las pruebas de vuelo con los diferentes sensores se usarán objetos de dimensiones y peso similar. No hace falta probar los cinco sensores, solo con probar el LiDAR, el sensor visual y el multiespectral será suficiente para analizar cómo influyen las dimensiones y el peso de cada uno de los sensores en el CDG. En la figura 43 se puede ver el piloto automático colocado en una estructura 3D impresa en plástico PLA con un Infill del 20%. Así mismo, en la base se ha pegado espuma para disminuir las vibraciones. Para sujetar los componentes en la aeronave se usará velcro pues permite relocalizar los componentes de forma sencilla.

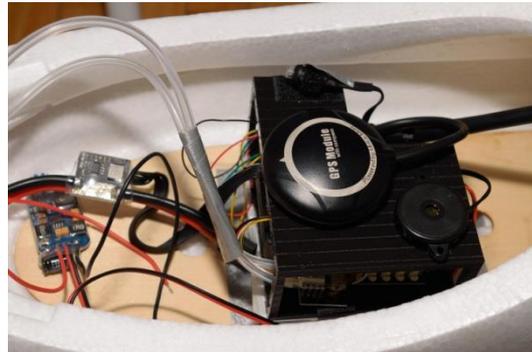


Figure 43: Estructura 3D para Pixhawk

Respecto al peso real, se adjunta una tabla 8 con el peso real del UAV y de varios de sus componentes.



Tabla 7: Peso total del UAV y de varios de sus componentes sin los sensores

	Número	Peso
UAV peso total	1	
Ala	2	740gr
Barras estructurales de las alas	1	180gr
Piloto automático y componentes	1	185 gr
UBEC	1	19gr
Receptor + PPM-SUM	1	25gr
Batería 1300mAh	1	75gr
Batería 2200 mAh	1	195
LiDAR Rangefinder	1	40

Se puede ver que la suposición de 700 gr para la electrónica es bastante aproximada ya que contabilizando cables de alargamiento el peso total roza los 700 gr. Así mismo, el peso total del UAV sin contar los sensores es menor de 5,7 kg por lo que se dispone del peso suficiente para llevar el LiDAR.

La manera de localizar el centro de gravedad se hace de forma experimental. Se sujeta el UAV por su centro de gravedad teórico, si se mantiene estable entonces es que el UAV está equilibrado, si se inclina es que hay que cambiar los componentes. La figura 44 muestra la distribución de los diferentes componentes, cumpliendo el CDG, para un sensor con dimensiones y peso similar al multiespectral.



Figure 44: Distribución de componentes



Ardupilot tiene diferentes modos de vuelo que se pueden cambiar en mitad del vuelo con la emisora o con el enlace de telemetría como se explica en su página web [15]. Estos son :

- Modo manual: Control como un RC normal. Las señales de radiocontrol pasan directamente hasta las salidas.
- Modo estabilizado: Un control como un RC, pero estabilizado. Si dejas los sticks el avión se estabilizará solo. En este modo es difícil hacer maniobras acrobáticas como Loops.
- Modo FBWA (FLY BY WIRE_A): El mejor modo de vuelo para pilotos sin experiencia. En este modo, el avión va a mantener el valor que tenga el stick de control en el alabeo y en el cabeceo. Así mismo, los movimientos del avión son más suaves y se pueden configurar límites que no se pueden sobrepasar para evitar que el avión entre en pérdida. Para ganar y perder altitud se tendrá que usar el acelerador de manera manual, aunque este también está limitado.
- Modo FBWB (FLY BY WIRE_B): Similar al modo FBWA, pero en este caso el piloto automático también mantiene la altura y la velocidad. La velocidad se configura con el acelerador y la altura con el stick del elevador.
- Modo AUTOTUNE: En el modo autotune el avión vuela en modo FBWA, pero realiza un tuning del cabeceo y del alabeo con lo que consigue mejorar los parámetros del PID.
- Modo entrenamiento: El modo entrenamiento es ideal para enseñar a estudiantes el control RC manual. En el modo entrenamiento tanto el cabeceo como el alabeo están restringidos a un rango específico para evitar que se pierda el control o entre en pérdida.
- Modo acrobático: Pensado para usuarios avanzados. Permite realizar acrobacias como Loops y Rolls manteniendo la altura. En este modo es muy fácil entrar en pérdida.
- Modo crucero: El modo crucero es como el modo FBWB, pero se le marca un punto donde se quiere que vaya y el control es capaz de ir hasta ese punto. Es el modo ideal para vuelos de largas distancias en vuelos FPV.
- Modo automático: En el modo automático, el UAV va a hacer una misión predefinida, en la estación de control, y que puede ser volar a diferentes puntos geográficos, aterrizaje, despegue e incluso otro



tipo de acciones se pueden programar gracias a sus salidas PWM, como lanzar el paracaídas o hacer fotos.

- Modo RTL (Return To Launch, vuelta al punto de lanzamiento): En el modo RTL el UAV volverá al punto de lanzamiento, punto donde recibió las primeras coordenadas GPS, y entrará en modo holgazán hasta que se aterrice el UAV de manera manual o automática.
- Modo holgazán: En el modo holgazán o de pérdida de tiempo (Loiter en inglés), el UAV dará vueltas en círculos alrededor de un punto marcado en el mapa manteniendo la altura y el radio. Es en el modo en que entra el UAV cuando está esperando un nuevo destino.
- Modo círculo: En el modo círculo, el UAV no intenta mantener la posición. Es el modo en el que entra el UAV, si detecta algún tipo de fallo, durante 20 segundos antes de proceder a volver al punto de lanzamiento. El modo círculo no utiliza la información del GPS como medida de seguridad, en vez de eso, realiza un círculo muy grande con un alabeo casi horizontal para maximizar estabilidad a pesar de no disponer correcciones para la unidad inercial. La altura se mantiene con el acelerador y el elevador.
- Modo guiado: El modo guiado se usa cuando se quiere mandar el UAV a un punto del mapa sin necesidad de crear una misión. El otro uso mayoritario es para una valla geográfica. Cuando el UAV pase la valla geográfica virtual, entrará en modo guiado y volará hasta el punto de vuelta marcado en caso de sobrepasar la valla.
- Modo despegue: En el modo despegue, que solo está disponible en el modo automático, el control se encarga de mantener el rumbo por la pista. Permite lanzarse a mano o mediante catapulta.
- Modo aterrizaje: En el modo aterrizaje, que solo está disponible en modo automático, el avión aterriza en el punto marcado. Es un modo que necesita muchos parámetros que probar y modificar hasta que el UAV aterriza de manera correcta.



Pixhawk permite cambiar entre 6 modos de vuelo en el aire que se deben preseleccionar anteriormente. Estos serán: FBWA, Entrenador, Autotune, Auto, RTL y Manual. Para poder cambiar entre cada uno de ellos hay que enviar por el canal 8 unos pulsos que varíen desde 950 hasta 1800. Cada uno de los modos estará en una franja. Para poder seleccionar cada modo de vuelo usaremos 2 sticks, un stick con tres posiciones y otro con 2 posiciones. Cambiando los valores de la suma de ambos en la emisora se consigue cambiar entre los 6 modos de vuelo.

Existen cientos de parámetros configurables en Pixhawk y muchos de ellos se deben variar con cada prueba de vuelo. Para no extenderse demasiado no se explicarán por aquí.

A la hora de realizar las pruebas de vuelo se deberán hacer cuatro vuelos de alrededor de 10 minutos cada uno. Las pruebas serán:

- Primer vuelo: Vuelo con el sensor multiespectral de 10 minutos con el modo de vuelo Autotune para determinar los parámetros del PID para ese nivel de carga.
- Segundo vuelo: Una vez determinados los parámetros del PID hay que calibrar el tubo de pitot. Para eso se realiza un vuelo automático del UAV en círculos durante 10 minutos.
- Tercer vuelo: Vuelo con el sensor visual, 500 gr, de 10 minutos con el modo de vuelo Autotune para determinar los parámetros del PID para ese nivel de carga.
- Cuarto vuelo: Vuelo con el sensor LiDAR, 1300 gr, de 10 minutos con el modo de vuelo Autotune para determinar los parámetros del PID para el nivel de carga máximo.

Para los dos primeros vuelos se necesitará un piloto experto que maneje el UAV con soltura para evitar riesgos de rotura. Una vez realizados los vuelos de prueba ya se tienen todos los valores de configuración del controlador para cada nivel de carga, y al haber calibrado el tubo de pitot los aterrizajes serán mucho más precisos.

Por último, se realizarán dos vuelos de prueba de autonomía, uno con la carga mínima y otro con la carga máxima en modo automático y a altura constante.

Todos los vuelos se realizarán en el Club de vuelo “Los Alcotanes” en Valladolid.



Registro del campo de vuelo

Día 1

Fecha: 31/05/2016 Duración: 4 horas.



Figure 45: Montando el avión

Se centran los servos, se hacen pruebas de alcance del enlace de telemetría y de 2.4Ghz, se programa el ESC, se pone en marcha el motor realizando un pequeño recorrido por la pista, se sujetan los componentes en sus lugares respectivos para cumplir el CDG.

Día 2

Fecha: 7/06/2016

Duración: 4 horas



Figure 46: De izquierda a derecha, foto del avión en pista listo para despegar y avión en vuelo

Se realizan las últimas modificaciones, como acortar el recorrido de los servos con la emisora. Se comprueba que todo funciona correctamente. Se vuela en modo manual durante 10 minutos. El avión aterriza sin incidencias.

El avión tiende a trepar demasiado al dar acelerador, para solucionarlo se inclinará el motor unos grados y se colocará la batería principal un centímetro más para adelante. Se acorta el recorrido de los servos para cortar control.



Día 3

Fecha: 31/6/2016

Duración: 4h

Se realiza un vuelo con los nuevos cambios y el centro de gravedad ligeramente desplazado hacia el morro. El vuelo dura 10 minutos hasta que el piloto experto detecta posibles vibraciones en el motor y decide aterrizar. Justo cuando toma tierra, el motor sale disparado cizallando parte del fuselaje. La causa de la salida del motor de su bancada junto con la montura se debe a unas vibraciones en el motor no tenidas en cuenta durante el diseño del airframe. Se diseña una superficie de montaje del motor con 3D, se añaden injertos en el fuselaje para repartir mejor las cargas del par del motor y se pega todo con abundante epoxi y Cianoacrilato. En la figura 47 puede verse el airframe ya reparado.



Figure 47: Airframe reparado



CAPITULO 6. POSIBLES MEJORAS

Mediante un proceso de integración de diferentes componentes se han conseguido cumplir los objetivos primarios marcados para el proyecto. Ahora hay que realizar un análisis con el fin de descubrir posibles mejoras en el diseño actual con vistas a una futura certificación o comercialización de la aeronave.

Se analiza el airframe, el piloto automático, la seguridad, la funcionalidad y facilidad de uso del UAV y la estación base. A continuación, una lista de posibles problemas a mejorar:

- El airframe permite albergar en su interior los sensores, baterías y piloto automático, pero cada vez que se quiere cambiar de sensor se debe dedicar mucho tiempo en recolocar los componentes para mantener el CDG. Lo mismo pasa cuando se quiere cargar las baterías. Esto reduce notablemente su facilidad de uso y flexibilidad.
- El GPS se puede mejorar para conseguir mayor precisión. El sistema que mejor precisión da es el GPS RTK, menos de 10cm de error.
- El airframe actual no permite la utilización de un paracaídas. La utilización de un paracaídas junto con el uso de Pixhawk reduciría las posibilidades de daño en una caída. Esto se hace muy importante cuando el sensor que se lleva es el LiDAR, puesto que sus costes pueden llegar a los 30000€.
- Baliza de posicionamiento: Para operaciones por encima de los 120m, y pensando en una futura certificación de la aeronave, es necesario tener una baliza para que el resto de vehículos aéreos, y la torre de control, puedan detectarte.
- Para mayor autonomía se debería añadir a la estación de control una batería de coche, lo cual permitiría cargar las baterías del UAV y dar energía a todos los componentes de la estación base.
- El radio de actuación está limitado por la normativa y por el radio de alcance del enlace de telemetría. Pero si se certificase la aeronave, se podría, previa notificación a AESA, realizar misiones de varios kilómetros. Por lo tanto, habría que mejorar el radio de actuación de la estación base, sobretodo el enlace de telemetría.
- Aunque el material EPO del que está hecho la aeronave permite la absorción de impactos, se degrada mucho su superficie con el uso, por lo que su durabilidad debería mejorarse si se buscase la comercialización del UAV.



- El UAV gracias al LiDAR Rangefinder junto con Pixhawk es capaz de seguir el relieve y de realizar despegues y aterrizajes muy precisos, pero no es capaz de detectar obstáculos muy abruptos como paredes verticales o arboles singularmente más altos que el resto. Esto puede conducir a un choque frontal.
- La estación no dispone de enlace de video, lo cual no permite el envío de imágenes en tiempo real. Esto se hace muy necesario si se quisiera realizar labores de detección de incendios agroforestales.

Frente a estos problemas se han buscado diferentes soluciones con las que resolverlos.

6.1 MEJORAS EN EL PILOTO AUTOMÁTICO

Para conseguir mejorar el GPS, y ya de paso tener suficiente capacidad de computación para realizar un ‘Sense & Avoid’ frontal, se debe cambiar el piloto automático. La opción que más posibilidades brinda es la utilización de unas Raspberry Pi 3 junto con la placa NAVIO 2 y el Kit REACH RTK. Funciona como Pixhawk con Ardupilot, pero al estar en una Raspberry Pi 3 tiene suficiente capacidad como para realizar un Sense & Avoid de obstáculos.

Un GPS RTK es un GPS de navegación cinética satelital en tiempo real. En este caso, se utiliza una estación de referencia que proporciona las correcciones en tiempo real consiguiéndose errores en la posición menores incluso a 2cm, como se explica en [16]. En la figura 48 se puede ver una Raspberry Pi 3, una placa Navio 2 y un Kit REACH RTK de izquierda a derecha respectivamente.

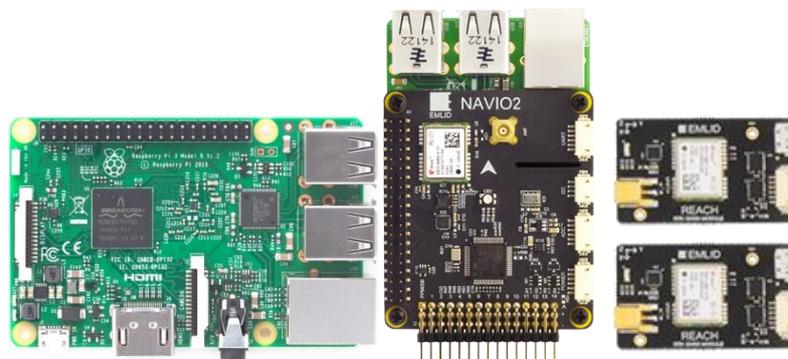


Figure 48: Raspberry Pi, Navio2 y REACH



6.2 MEJORAS EN LA ESTACIÓN BASE

Para poder mejorar el radio de actuación, la autonomía de la estación y sus funcionalidades hay una serie de cambios que se deben realizar. Como se explicó antes, se utilizará un sistema REACH RTK, y se colocará uno de los GPS RTK en la estación base para que actúe como referencia y envíe las correcciones al UAV.

Por otro lado, la forma más sencilla para el aumento del radio de alcance del enlace de radio es mediante antenas direccionales. El problema de este tipo de antenas es que, si bien el rango de alcance es mucho mayor, la antena debe siempre estar dirigida al UAV o pierde rango de alcance drásticamente. Para solucionar este problema se usan antenas auto-dirigibles, es decir, antenas que son capaces de seguir la posición del UAV. En la figura 49 puede verse un cardán estabilizador para cámara usado con estructura para una antena direccional. El cardán se puede diseñar y fabricar con una impresora 3D o bien comprarse ya montado.



Figure 49: Cardán con antena direccional

El hardware que se encargará de mover el cardán será otro Pixhawk o APM cargado con el firmware AntennaTracker. Pixhawk recibe la posición GPS del UAV y la compara con su posición, y mueve el cardán manteniendo la antena siempre apuntando al UAV. Para conectarse con la estación de control puede usarse el USB u otra radio. En la figura 50 pueden verse tres tipos de antenas direccionales.



Figure 50: Distintas antenas direccionales

Para aumentar el alcance de los enlaces de radio, de acuerdo con [17], se puede aumentar la potencia o utilizar una antena con mayores decibelios de ganancia. Para duplicar el alcance, se debe cuadruplicar la potencia o añadir una antena con 6dB más. La antena de telemetría es de 2dB, si se cambiase por una de 8dB se duplicaría el alcance sin aumentar la potencia del transmisor. Dependiendo de los requerimientos técnicos de la misión del UAV se elegirían unas antenas u otras.

Se pueden colocar antenas direccionales de 2.4 Ghz, 433 Mhz y 5.8Ghz.

Para recibir video en tiempo real se necesita colocar un transmisor en la aeronave conectado al OSD y un receptor en la estación de control. Normalmente el propio receptor ya se encarga de entregar la imagen lista para ser visionada en una pantalla o unas gafas. Si se quiere utilizar la señal de video para pilotar el UAV, sistema FPV, las gafas suelen facilitar el manejo de la aeronave y evitan distracciones. Para misiones de monitorización de bosques una pantalla suele ser preferible. Se elige una pantalla TFT de 7 pulgadas, aunque en la estación base se podría utilizar pantallas aún más grandes.

Para mejorar la autonomía de la estación base e incluso poder cargar las propias baterías del UAV se puede utilizar baterías de litio 4s colocadas en la parte inferior de maletín o una batería de coche. Debido a que el peso en la estación base no suele ser un problema, se prefiere una batería de coche frente a la de litio por su mayor capacidad y menor coste.

Para poder detectar otras aeronaves cercanas y transmitir la posición del UAV se tiene que colocar una baliza en el UAV que detecten los aviones cercanos o utilizar un transmisor que reciba las posiciones de las aeronaves cercanas.

La primera opción se llevaría a cabo con un receptor ADS-B de uAvionix, en la figura 51 se puede ver el receptor. Puede conectarse directamente a Pixhawk o a la Raspberry Pi y señaliza la posición del UAV.

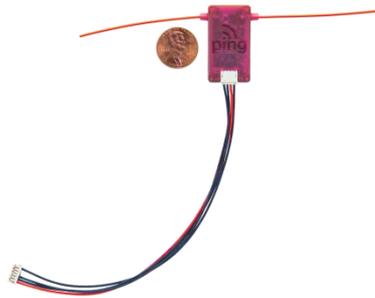


Figure 51: ADS-B comparado con un penique

En la estación de control basta con tener una Raspberry Pi con el firmware Pi24 y un receptor ADS-B que se conecta a la Raspberry por USB. Si se añade un módulo GSM para dotar de internet a la Raspberry, y se comparten los vuelos detectados, FlightRadar te facilita toda la información de los vuelos.

6.3 MEJORAS EN LOS SENSORES ‘SENSE & AVOID’

Se ha instalado en el UAV un LiDAR Rangefinder y un tubo de Pitot. El tubo de Pitot nos permite monitorizar la velocidad relativa real y el LiDAR nos permite saber con gran precisión cuál es la altura real al terreno. Esto permite aterrizajes precisos en zonas reducidas y permite evitar choques por cambios progresivos del relieve. Junto con la opción Terrain Following de Ardupilot es capaz de mantener una altura relativa y detectar cambios en el relieve bruscos cada 100 metros. Utiliza la base de datos global SRTM, por lo que cualquier cambio en el relieve brusco singular que ocupe menos de 100m x 100m probablemente no sea capaz de detectarlo. Para la mayor parte de las misiones esto suele ser suficiente, pero para misiones a baja altura y con cambios en el relieve constante puede que no sea suficiente.

Como los MAV van a gran velocidad, entre 18 m/s y 35m/s, una detección de obstáculos con un micro sonar no es suficiente. Se necesita pues un sistema LiDAR que permita detectar obstáculos frontales a al menos 100 metros. Se puede optar por tres LiDAR Rangefinder, como el usado de altímetro, colocados en los extremos de las alas y en el centro del UAV. Otra opción, y más completa, es el SF40/C de la misma compañía, que permite detectar obstáculos en un radio de 100m. En la figura 52 puede verse el SF40/C. Utiliza un motor DC para rotar el láser, con un encoder, y realiza un mapa de puntos consiguiendo detectar los obstáculos y calculando posibles direcciones alternativas para evitar el obstáculo.



Figure 52: SF40/C

Su peso es de tan solo 270 gr. El SF40/C conectado a una Raspberry Pi 3 con Ardupilot podría utilizarse como sistema anticollisiones del UAV con un poco de desarrollo.

6.4 MEJORAS DEL AIRFRAME

El airframe actual cumple con las necesidades tanto de carga de pago como en dimensiones interiores. Pero no está pensado para un uso con diferentes sensores, por lo que el cambio de carga se hace un proceso tedioso. Así mismo, a pesar de que su construcción es bastante robusta, el EPO se desgasta con el uso, con mucha facilidad, por lo que su durabilidad no es alta. Tampoco permite la utilización de un paracaídas. Actualmente no existe ningún airframe comercial que permita el uso de un paracaídas, sea capaz de cargar 4 kilos de carga de pago y el proceso de cambio de componentes sea eficiente. Es por ello que se decide diseñar un UAV.



CAPITULO 7: DISEÑO DE UN UAV OPTIMIZADO

Analizando el problema de cambio de sensores, se puede ver que es un problema que ya se ha abordado con anterioridad. Es un problema que se presenta a la hora de colocar los depósitos de combustible o diseñar aviones que puedan transportar cargas de pago variables o UAV que puedan transportar paquetes. La solución es simple, se coloca la carga de pago lo más cercana posible al centro de gravedad. Hay que puntualizar que en muchos aviones los depósitos se encuentran en las alas repartidos simétricamente a un lado y otro del centro de gravedad y no en el centro de gravedad mismo.

A continuación, se explican una serie de elecciones en el diseño que se intentarán implementar:

- Se opta por el diseño de un airframe con una bahía de carga extraíble, colocada simétricamente en el centro de gravedad del UAV. Cada sensor tendrá su propia bahía, de manera que se distribuirán en sus bahías para que el centro de gravedad de la bahía coincida con la posición del centro de gravedad del UAV una vez colocada. Esto permite cambiar una bahía por otra en un tiempo mínimo y sin tener que distribuir el resto de componentes.
- La colocación de las baterías junto con la electrónica, sobretodo la batería de 6000 mAh por sus dimensiones y peso, dificulta la carga de las baterías o el cambio en la electrónica. Por ello, en el diseño se intentará separar la batería del motor de la electrónica. Una opción sería una bahía extraíble para las baterías o un UAV compartimentado.
- Para mejorar la durabilidad del UAV sin aumentar el peso demasiado, se diseñará teniendo en mente una construcción tipo sándwich: Composite-EPO-Composite con refuerzos estructurales en fibra de carbono y Kevlar, si el peso lo permite.
- Se diseñará con la intención de poder utilizar los componentes actuales como el motor o los servos. El motor de 1500W y empuje de 6,5 Kg permite un posible aumento de peso en el UAV.
- Debe ser capaz de llevar un paracaídas.
- El despegue debe poder realizarse en pista o mediante catapulta.



- Modular y simple.
- UAV estable y predecible.

El diseño de aeronaves es un proceso iterativo que conlleva muchos análisis y cálculos. Se va a realizar un diseño simplificado, puesto que para la construcción de UAV de pequeñas dimensiones suele ser lo más utilizado. Durante el proceso se utilizarán distintos softwares que nos permitirán realizar diferentes estudios.

Se partirá de un diseño preliminar y según se vayan realizando cálculos y análisis el diseño se irá optimizando hasta llegar a un diseño final funcional.

7.1 DISEÑO PRELIMINAR

El UAV debe de ser simple y a la vez eficiente, se parte de un croquis simple, figura 53, que se irá actualizando según avance el diseño del UAV.

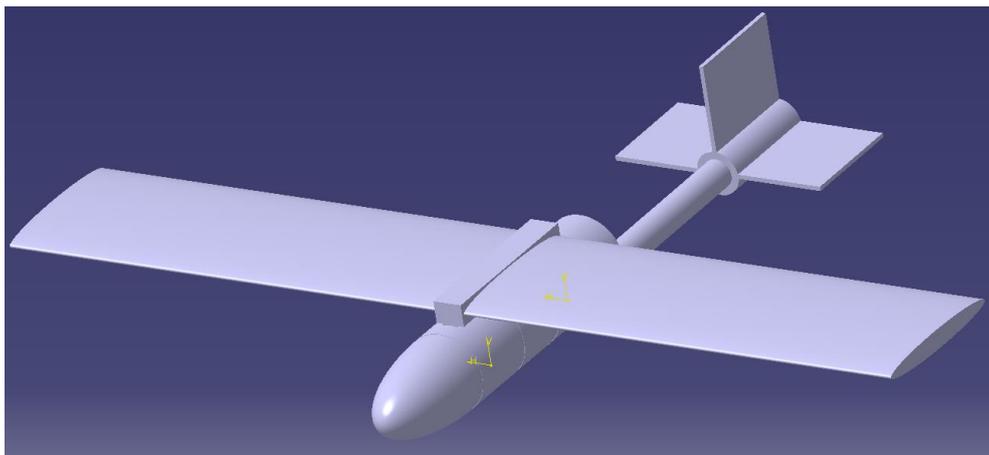


Figure 53: Croquis del UAV

El diseño de un UAV se hace de forma iterativa, mediante suposiciones iniciales experimentales que posteriormente se utilizan para dimensionalizar el UAV mediante fórmulas teóricas. Estimamos que el peso final del UAV nuevo rondará los 8kg con una payload de 4kg.

7.1.1 ESTIMACIÓN INICIAL DE POTENCIA

Se debe comprobar que se tiene potencia suficiente de motor para mover ese peso. Para ello, se va a utilizar una tabla, extraída de [18], empírica utilizada en aeromodelismo. La tabla 8, formulada originalmente por Keith



Saw, permite establecer una relación entre el peso, la potencia y el tipo de aeromodelo.

Tabla 8: Relación entre peso, potencia y comportamiento

	W/Kg
Entrenador	160
Acrobático básico	200-220
Acrobático avanzado	270-330
Modelos con mucha carga alar	350
Acrobático 3d	++ 350

En el caso del motor de 1500W, se tiene actualmente para 7 kilos una potencia por kilo de 214W/Kg. Esto coincide con un acrobático básico. Las características para el UAV que se necesita coinciden más con las de un entrenador: Velocidades de giros lentas, predecible, velocidad de trepada reducida, estable...

Se calcula el peso máximo que podría tener el UAV para cumplir la regla de al menos 160W/kg, lo cual da un peso de 9,375 Kg. Por lo que la estimación inicial de 8Kg no es descabellada, y aun se tendría margen suficiente para más peso.

7.1.2 ESTIMACIÓN INICIAL DE ÁREA SUPERFICIAL

Uno de los grandes problemas iniciales es estimar la superficie alar necesaria, una estimación inicial acertada permite acelerar el proceso. Por ello se utiliza una tabla extraída de [19], tabla 9, utilizada para el dimensionado de aeromodelos que permite relacionar las características de vuelo con la carga alar.

Tabla 9: Relación entre carga alar y comportamiento

C	Tipo de avión
2 y 3	Velero térmico
4 y 5	Motoplaneador
6 y 8	Entrenador
9 y 12	Acrobático
13 y 15	Carreras

El coeficiente C determina las características de vuelo del modelo, y relaciona la carga alar (CA en g/dm²) y la superficie (S) mediante la fórmula:



$$C = CA/\sqrt{S}$$

Y como la carga alar se puede dejar en función del peso (en gramos) y la superficie (en dm²) mediante $CA = \text{Peso}/S$, la fórmula final queda:

$$S = [(P/C)^2]^{1/3}$$

Se toma un valor intermedio de C, en este caso, $C=7$. Por lo que queda una superficie alar, en metros, de 1,09 m².

7.1.3 ESTIMACIÓN DE LOS PARÁMETROS DEL ALA

Se ha hecho una estimación inicial de la superficie alar, ahora se pueden calcular el resto de parámetros del ala. En la figura 54, se puede ver una serie de dimensiones del ala que van a condicionar el comportamiento del UAV.

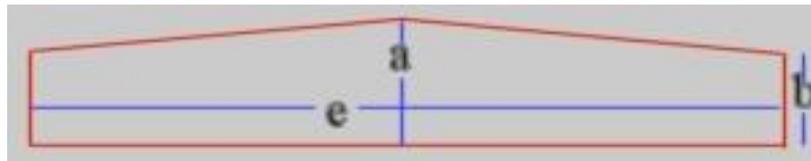


Figure 54: Varios parámetros del ala

E= Envergadura, es la distancia de un borde marginal de un ala al otro.

A= Cuerda Raíz, es la cuerda que se une al avión y se encuentra en el punto medio de la envergadura.

B= Cuerda del borde marginal.

Por otro lado, se definen una serie de términos que no aparecen en la imagen:

Cuerda media: La cuerda media del ala es la resultante de dividir la superficie alar entre la envergadura.

Alargamiento: Es la fracción entre la envergadura y la cuerda media.

Taperado: Es la fracción entre la cuerda del borde marginal y la cuerda raíz.

A la hora de buscar la eficiencia de un UAV hay dos parámetros clave, el alargamiento (También llamado Aspect Ratio, AR) y el taperado (También llamado TAR). Un mayor alargamiento hace el perfil más eficiente. Por otro lado, experimentalmente se ha demostrado que un ala con forma semi-parabólica es la más eficiente, pero resulta complicadísima su fabricación, por ello, se aproxima el ala a esa semi-parábola mediante el taperado,



haciendo la cuerda raíz más grande que la cuerda del borde marginal. Esta configuración minimiza el Drag y por consiguiente mejora la eficiencia aerodinámica, como se explica en [20].

En el mundo de los UAV hay que distinguir 3 grandes grupos: Micro UAV, UAV pequeños y UAV grandes. Los UAV grandes, desde 25 kilos hasta miles de kilos, utilizan unas ratios de alargamiento muy superiores a 10, Predator ronda los 17, [2], que les confieren una eficiencia enorme. Por otro lado, los Micro UAV, hasta 5-7 kilos utilizan unas ratios de alargamiento más modestos, en torno a 6, debido a los problemas estructurales que acarrea un mayor alargamiento, [13]. El UAV que se pretende diseñar se encuentra en la zona de UAV pequeños, más próximo a los micro-UAVs y al aeromodelismo que a los UAV grandes, por ello, un alargamiento entre 6 y 8 suele ser lo más aconsejado.

Se elige un taperado de 0,5, y variando la envergadura se llega a los siguientes valores en la tabla 10:

Tabla 10: Superficie, envergadura y cuerda media

C	7	
PESO	8000	
Superficie alar	109,3103533	dm2
	1,093103533	m2
Envergadura	2,6	
Cuerda media	0,420424436	
R de alargamiento	6,18422665	

7.1.4 ELECCIÓN DE PERFILES ALARES

Una vez se tiene una aproximación de la cuerda y de la envergadura se puede buscar el perfil alar, para ello necesitamos calcular los límites de Reynolds de operación. En la figura 55 puede verse la ecuación del número de Reynolds y sus parámetros.

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

Figure 55: Número de Reynolds

Se puede ver que el Reynolds depende de la densidad, la velocidad del fluido, la cuerda del ala y la viscosidad.



La velocidad del fluido es la velocidad relativa con respecto del aire a la que irá el UAV, suponiendo que el aire está parado, será la velocidad a la que viaja el UAV. Para elegir la velocidad de dimensionado inicial de crucero y la velocidad máxima debemos acudir a una fórmula semi-empírica extraída de [21]:

$$\text{Velocidad teórica aproximada} \left(\frac{\text{Km}}{\text{h}} \right) = 0,001524 * kv * Vbatería * paso$$

Para nuestro motor y hélice nos da una estimación de 109Km/h, que, multiplicado por un factor de seguridad de 0,8, da 87,7 Km/h o lo que es lo mismo, 25 m/s. De esta forma, una velocidad de crucero entre 15 y 18 m/s sería lo más óptimo. Se elige una velocidad de crucero inicial de 15 m/s.

La cuerda para determinar las características generales será la cuerda media del ala, en este caso 42 cm.

La densidad del fluido y la viscosidad dependen de la temperatura y la altura de operación, en este caso, se hace una aproximación y se supone que el UAV está trabajando a 1 atm y a unas temperaturas que varían entre 0 grados y 20 grados.

La siguiente tabla, tabla 11, se pueden ver los resultados de los Reynolds en función de la velocidad y la temperatura.

Tabla 11: Reynolds en función de la velocidad y la temperatura

Temperatura	0	20
Velocidad 15	472,831	416,92
Velocidad 25	788,052	694,86

Las celdas en amarillo indican los extremos de Reynolds de operación, que, redondeados al alta y a la baja, quedan 400,000 - 800,000.

Se realiza una búsqueda de perfiles con funcionamiento óptimo para esos números de Reynolds y se eligen:

- fx74modsm
- Clark Y Smooth
- Clark YH
- SG6043
- fx60126



7.1.5 NECESIDADES MÍNIMAS DE FUNCIONAMIENTO

Antes de empezar al dimensionado, se van a calcular una serie de parámetros que nos van a permitir realizar una estimación de las necesidades mínimas del UAV. En la tabla 12, puede verse la envergadura final elegida, la superficie estimada, el ratio de alargamiento y el taperado.

Tabla 12: Dimensionado

Superficie	1,1	m ²
Envergadura	2,8	m
Cuerda media	0,4	m
R de alargamiento	7	
Cuerda superior	0,52	
Cuerda inferior	0,26	
TAR	0,5	
Peso total	8	Kg
Peso payload	4	Kg
Velocidad crucero	15	m/s
Límite superior de operación	2000	m
Rango de temperaturas	5 a 20	grados

En la figura 56 puede verse las fuerzas que actúan sobre un avión:

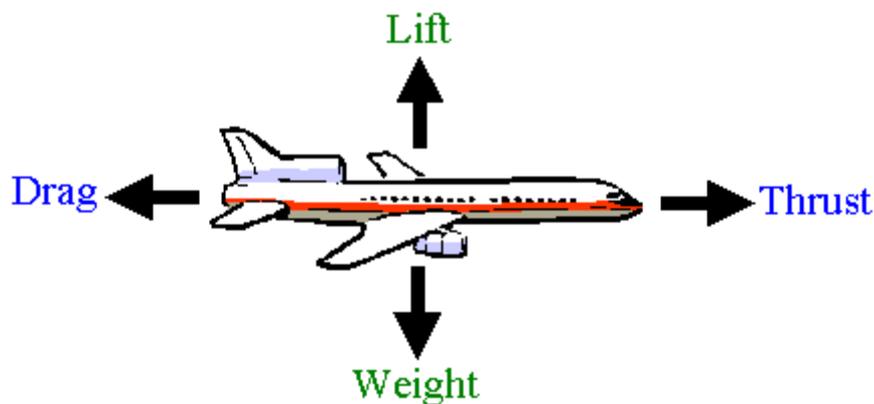


Figure 56: Fuerzas sobre un avión en vuelo

Los siguientes cálculos se van a realizar utilizando [22]. El coeficiente de sustentación total del UAV para la velocidad de crucero se calcula mediante la siguiente fórmula,

$$L = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S * CL$$

De la que despejando CL e igualando el lift al peso, en Newtons, de la aeronave:



$$CL = \frac{2 * Peso}{\rho * S * V^2}$$

V: Velocidad de crucero, 15m/s.

Peso: 78,4 N

Superficie: 1,1 m²

Densidad del aire: Se elige la densidad del aire más desfavorable, es decir, aquella con la cual se necesite mayor coeficiente de sustentación. Esta densidad coincidirá con un trabajo a una altura de 2000m y una temperatura de 20 grados. La densidad será de 0,989 Kg/m³.

Por lo que CL mínimo para una velocidad de 15m/s= 0,64.

Sabiendo el coeficiente de sustentación se puede calcular el empuje mínimo necesario, calculando el Drag polar:

$$CD = CDo + K * CL^2$$

El coeficiente de fricción para el UAV se va a aproximar al de un planeador:

$$CDo = 0,024$$

Y la K es:

$$K = \frac{1}{\pi e AR}$$

AR= Alargamiento.

E=0,85 para todos los aviones que no sean de combate.

K=0,053;

El coeficiente de fricción será:

CD=0,04595;

El Drag o empuje necesario viene determinado por:

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

Dcrucero15= 7,21N



Velocidad máxima $v = 11,7 \text{ m/s}$

Se ha elegido la densidad más baja, pues es cuando el Drag es mayor. El motor da un empuje de $63,7 \text{ N}$. Por lo que, según estas aproximaciones, se tendría una velocidad máxima de $44,5 \text{ m/s}$. Se ha confirmado pues, que las suposiciones de que el motor era suficiente son correctas.

7.2 DIMENSIONADO Y ESTUDIOS AERODINÁMICOS DEL UAV

Los análisis de perfiles, alas, estabilizadores y estabilidad se realizarán con XFLR5. XFLR5 es un programa Open Source que permite realizar análisis CFD (Computer Fluid Dynamics) y de estabilidad. Los resultados a la hora de analizar perfiles y alas están ampliamente contrastados, como en [23], consiguiéndose errores de en torno a un $1,1\%$ en comparación con los resultados obtenidos en un túnel de viento. Sin embargo, no es tan bueno a la hora de analizar aviones completos con el fuselaje.

7.2.1 ESTUDIO DE LOS PERFILES AERODINÁMICOS

Se han elegido 5 perfiles diferentes con un funcionamiento óptimo, pero ahora se debe elegir uno.

El ángulo de ataque, AoA o alfa, es el ángulo que forma la cuerda media del perfil con la dirección del flujo de aire.

C_m es el momento de rotación que genera el perfil, a mayor coeficiente de sustentación mayor será el momento.

C_l/C_d es el ratio entre el coeficiente de sustentación y el coeficiente Drag. Cuanto mayor sea el ratio más eficiente es el perfil, [20]. El máximo suele encontrarse para un determinado alfa.

Debe puntualizarse que $C_l \neq C_L$, $C_d \neq C_D$. C_D y C_L son valores tridimensionales que difieren de los valores 2D de los perfiles.

Los perfiles son:

- fx74modsm

Perfil High-Lift, tiene una gran capacidad de sustentación, con un C_l de $1,2$ para 0 grados en el ángulo de ataque y un C_l máximo de $2,2$ entorno a los 10 grados en el ángulo de ataque. Posteriormente pierde sustentación. En



la figura 57 pueden verse las gráficas C_l respecto al AoA, C_m -AoA, C_l/C_d -AoA.

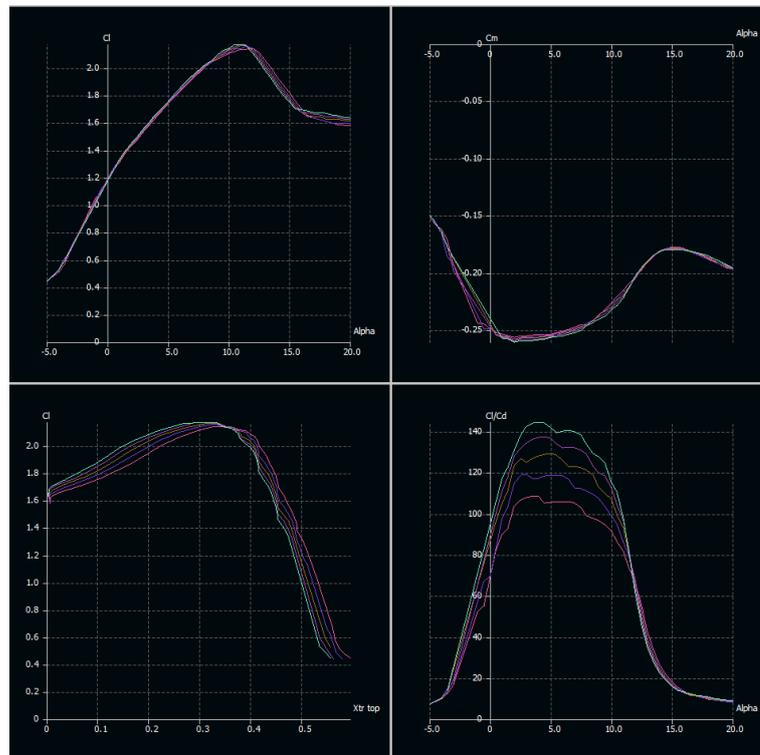


Figure 57: fx74modsm

- Clark Y Smooth

Perfil clásico optimizado, mucha menor sustentación, 0,4 a los 0 grados y una sustentación máxima en torno a los 15 grados, después entra en pérdida. En la figura 58 se encuentran sus gráficas.

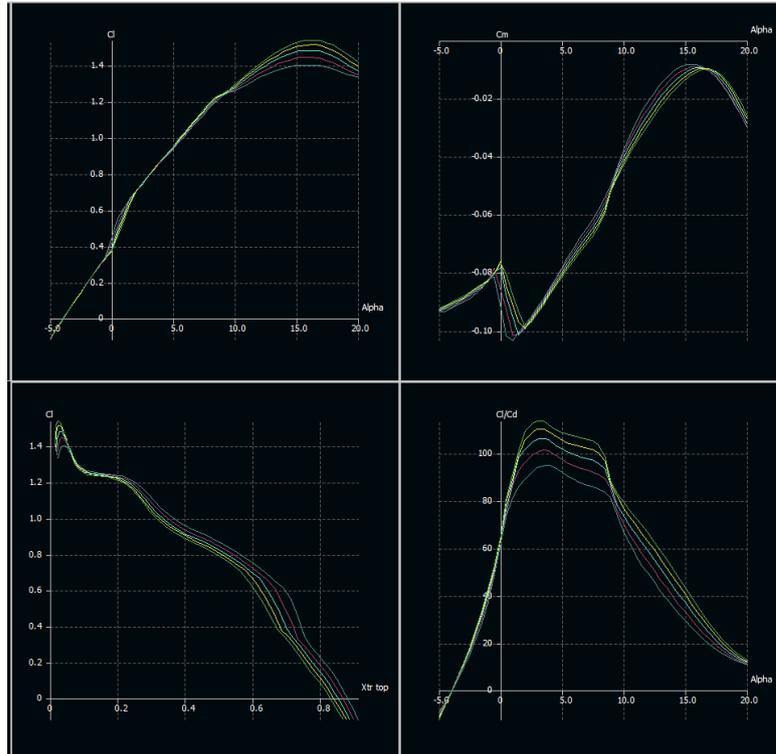


Figure 58: Clark Y Smooth

- Clark YH

Perfil clásico, pero con la parte inferior horizontal, muy utilizado en aeromodelismo por su facilidad de construcción al ser horizontal uno de los perfiles. Menos sustentación que su hermano Clark Y y una eficiencia menor. En la figura 59 pueden verse sus gráficas.

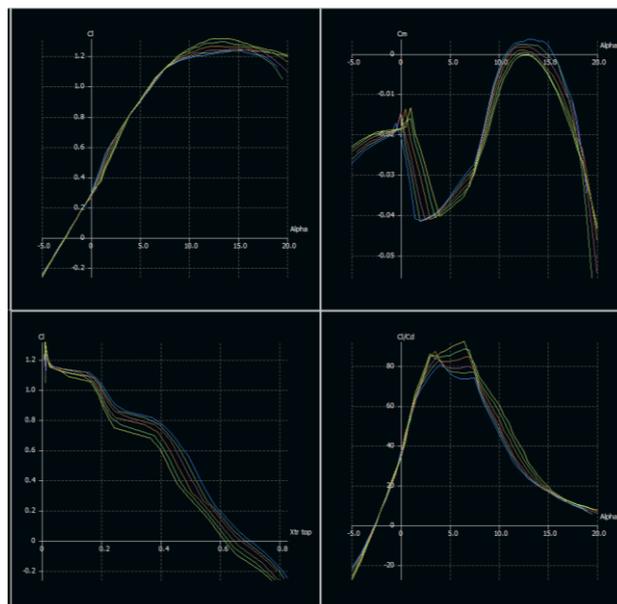


Figure 59: Clark YH



- Wortmann fx60126

Tiene unas características de sustentación ligeramente superiores al Clark Y y una eficiencia similar, aunque su $C_{l\ Max}$ es superior al $C_{l\ Max}$ del Clark Y. En la figura 60 pueden verse sus gráficas.

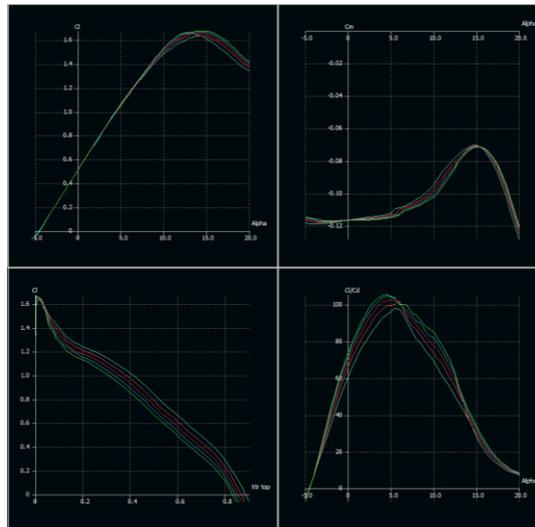


Figure 60: Wortmann fx60126

- SG6043

Analizado para un número de Reynolds mucho mayor, de 200 hasta 800, y con un intervalo mucho menor. C_{l} intermedio entre el perfil de alta sustentación y el perfil Clark Y. Eficiencia superior que el Clark Y, Y $C_{l\ max}$ superior.

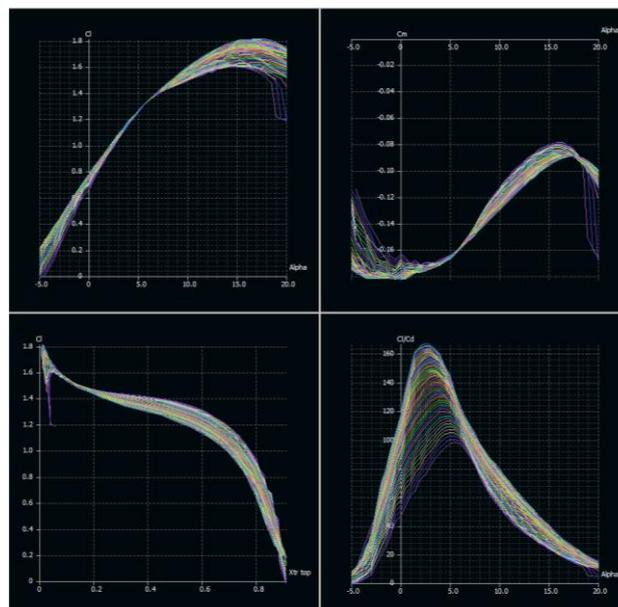


Figure 61: SG6043



Estos son los perfiles elegidos, pero sus características 2D no se deben extrapolar directamente a sus características 3D, es por ello que se deben analizar con el ala ya hecha, con todas las características, para la velocidad de interés, en este caso 15m/s. En la figura 62 puede verse una imagen del resultado con el perfil SG6043.

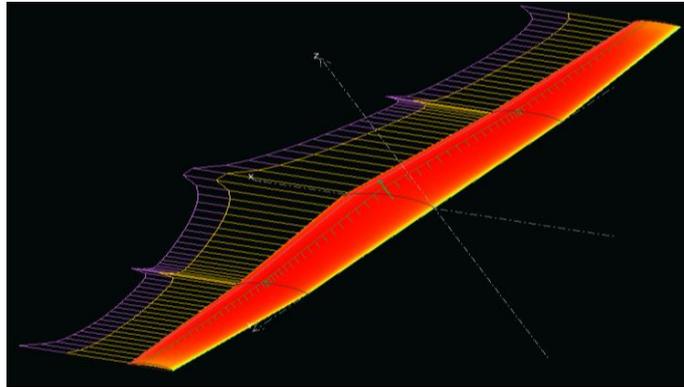


Figure 62: Ala resultante para perfil SG6043

Que llevado a polares y comparando todos los perfiles a la vez tenemos la figura 63.

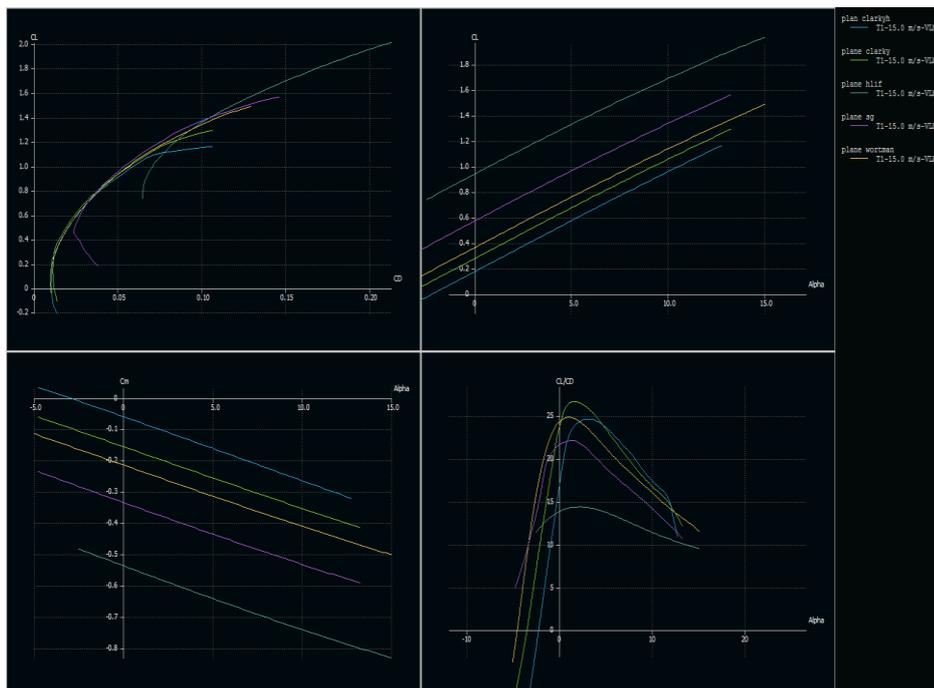


Figure 63: Comparación de polares de los perfiles

El perfil High-lift sigue teniendo el CL más alto pero inferior al anterior. La eficiencia más alta la tiene el Clark Smooth. Todas las eficiencias máximas se dan para un ángulo de ataque de entre 0 y 5 grados. Así mismo, todos entran en pérdida sobre los 15 grados. Se ha utilizado un análisis VLM (Vortex Lattice



Matrix). Se ha realizado el análisis en condiciones de 2000m y 20 grados, que coincide con la densidad mínima. Para una densidad máxima a 0m y 5 grados se obtiene una densidad de 1,269 Kg/m³. El coeficiente de sustentación no varía, pero la eficiencia aumenta, como puede verse en la siguiente figura 64.

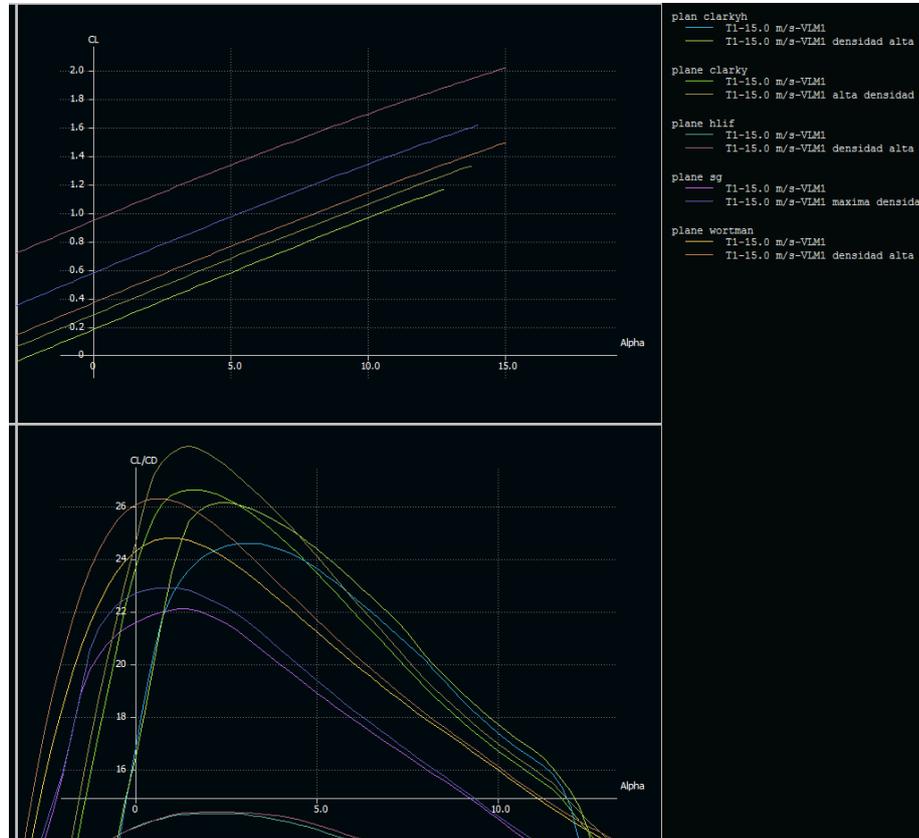


Figure 64: Aumento de la eficiencia

A la hora de elegir el perfil se necesita que el CL sea superior al mínimo calculado de 0,64 cuando se encuentra en un ángulo de ataque de máxima eficiencia. De esta forma, en régimen crucero, el UAV será muy eficiente.

Solo lo cumplen dos perfiles: El perfil de alta sustentación y el perfil SG6043. Se elige el perfil SG6043 por su mayor eficiencia respecto al perfil de alta sustentación.

Perfil SG6043:

Máximo ratio CL/CD con un AoA de 1,5 grados.

CL con 1,5 grados=0,69.

Como se busca la máxima eficiencia, las alas se colocarán con una incidencia de 1,5 grados cuando el UAV se encuentre en posición horizontal. En la figura



65, puede verse el ala con el coeficiente de presiones, C_p , para un ángulo de 1,5 grados de incidencia.

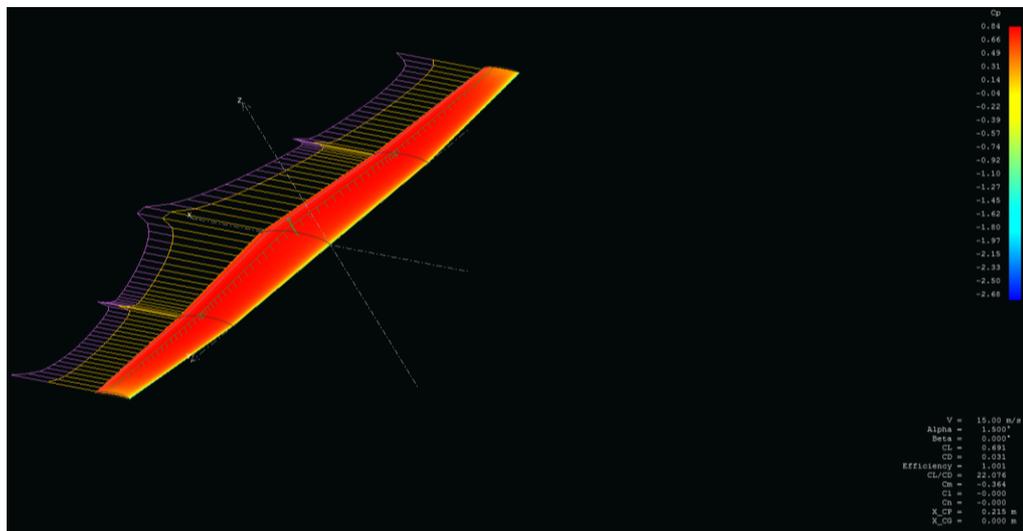


Figure 65: Reparto de C_p a 1.5 grados

7.2.2 ESTUDIO DE ESTABILIDAD Y SUPERFICIES ESTABILIZADORAS.

Las superficies estabilizadoras suelen encontrarse en la cola. Están formadas normalmente de la superficie horizontal y la superficie vertical. La superficie horizontal se encarga de la estabilización horizontal y la superficie vertical de la estabilización vertical ante giros.

Las superficies de estabilización se necesitan para equilibrar las fuerzas que actúan sobre el UAV. Se realizará una aproximación inicial mediante fórmulas empíricas para posteriormente refinarlo mediante XFLR5.

El centro de presiones es el punto en se puede reducir todo el Lift generado en el ala. El centro de presiones varía en función del ángulo de ataque.

El centro aerodinámico o punto neutro, es un punto en el cual el momento generado por las fuerzas de sustentación es constante y no varía en función del ángulo de ataque.

Dependiendo de la colocación de nuestro centro de gravedad en el UAV respecto al centro aerodinámico y el centro de presiones tendremos un comportamiento u otro. En la figura 66 puede verse las 3 posibilidades.



Figure 66: Comportamientos de un avión[24]

En la figura 67 puede verse el punto neutro, el centro de presiones y el centro de gravedad.

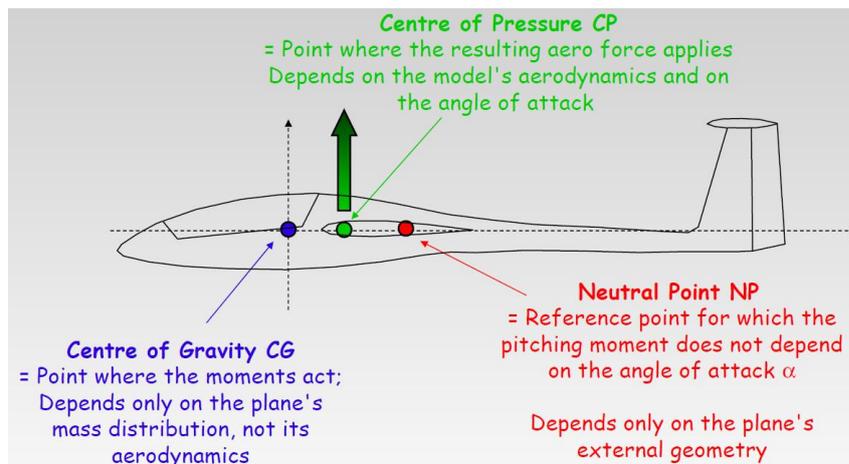


Figure 67: Punto neutro, centro de presiones y CDG [25]

El UAV no solo debe estar en equilibrio, sino que debe ser estable, es decir, que tenga tendencias correctivas ante una perturbación. Para conseguirlo el centro de gravedad debe estar colocado en una posición más adelantada que el punto neutro, o por el contrario el UAV será inestable.

El estabilizador horizontal por lo tanto deberá ejercer un momento que ayude a dicha estabilización, como se explica en [22], [25], pero el valor de esa estabilización dependerá de la posición del centro de presiones. Si el centro de presiones está adelantado respecto al centro de gravedad, el estabilizador deberá ejercer un Lift positivo, si por el contrario el centro de presiones está retrasado, el Lift del estabilizador deberá ser negativo.

El centro de presiones varía con el ángulo de ataque, acercándose hacia el borde de ataque según aumenta el AoA.

Estabilizador horizontal

Para elegir dónde colocar nuestro centro de gravedad debemos añadir el estabilizador horizontal. Hay dos formas de dimensionarlo:



- 20% del área del ala. Valor aproximado usado en aeromodelismo, extraído de [18].
La cual da un valor de 0,22 m².
- Mediante la fórmula de cálculo de aeronaves, utilizada en [22]:

$$c_{HT} = \frac{L_{HT}S_{HT}}{C_w S_w}$$

Donde Cht para nuestro caso vale 0,5 al tratarse de un UAV tranquilo, el brazo de palanca Lht (distancia desde el 25% de la cuerda media del estabilizador y el 25% de la cuerda media del ala) se estima como un 50% de la longitud total del UAV, suponiéndose una longitud total de 160cm. Cwing es la cuerda media del ala y Swing es la superficie del ala.

Sht por lo tanto queda: 0,275m².

Sorprendentemente cercano a los valores estimados con la fórmula aerodinámica.

Para calcular la envergadura, la cuerda y el tapeado se acude a [22], recomendando para un avión con nuestras características:

- Taper: 0,5.
- Ratio de alargamiento: Entre 4 y 6.

Tabla 13: Dimensionado inicial del estabilizador

Superficie	0,275	m2
envergadura	1,15	m
cuerda media	0,2391304	
R de alargamiento	4,8090909	
cuerda superior	0,3188406	m
cuerda inferior	0,1594203	m
TAR	0,5	

Se diseña la superficie y se incorpora al XFLR5. Se analiza el recorrido de los centros de presión y se coloca el centro de gravedad a 15cm del borde de ataque. Se realiza una estimación de los pesos para el cálculo de inercias. En la figura 68 se pueden ver las masas colocadas.

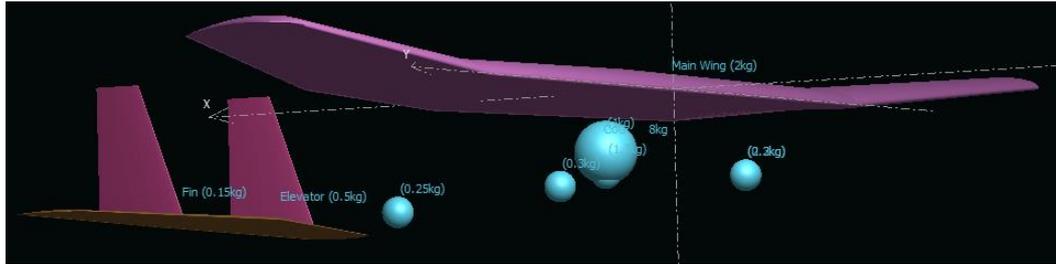


Figure 68: UAV y reparto de pesos inicial

El perfil elegido para el estabilizador horizontal es un perfil simétrico NACA. En un principio se coloca con un ángulo de incidencia negativo de 1,5 grados, pero posteriormente mediante un método iterativo se llega a un ángulo de incidencia de 0 grados y una superficie final inferior a la inicial. Se realizan dos estudios diferentes, un estudio a velocidad constante y un análisis a sustentación constante. En la figura 69 pueden verse ambos.

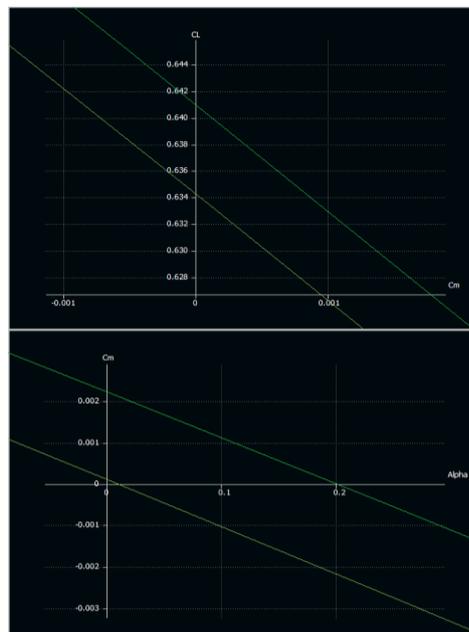


Figure 69: Análisis a velocidad constante y variable

Se consigue repartir la estabilización de manera que C_m sea cero para un AoA cercano al horizontal. Al ser la pendiente negativa de C_m -AoA el avión tiene un comportamiento estable, como se defiende en [25]. Si el ángulo de ataque aumenta, el momento al ser negativo tiene a picar el avión consiguiendo reducir el ángulo de ataque. Si el avión pica respecto a la horizontal, se genera un momento de cola que levanta el morro del avión.

En la tabla 14 pueden verse las dimensiones finales del estabilizador horizontal.



Tabla 14: Dimensiones finales del estabilizador horizontal

Superficie	0,22
envergadura	1,1
cuerda media	0,2
R de alargamiento	5,43
cuerda superior	0,27
cuerda inferior	0,135
TAR	0,5

En la figura 70 se puede ver el estabilizador horizontal, el taperado se ha realizado manteniendo el borde de fuga constante.

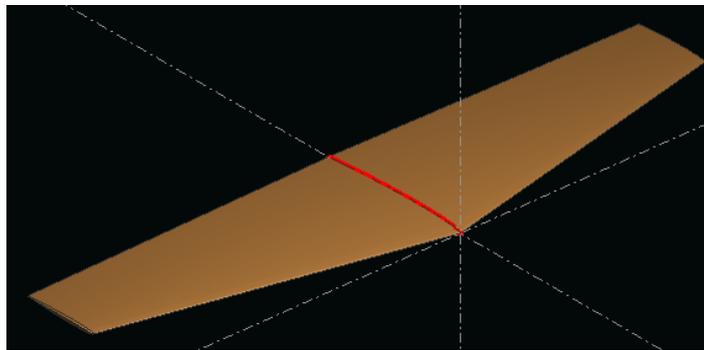


Figure 70: Estabilizador horizontal

Estabilizador vertical

Como en el estabilizador horizontal, el estabilizador vertical se puede dimensionar inicialmente de dos formas:

- Como un 7-14% de la superficie alar, extraído de [18]. Lo cual da una superficie de 0,154 para un 14%.
- Con una fórmula para el cálculo de aviones, usada en [22]:

$$c_{VT} = \frac{L_{VT} S_{VT}}{b_w S_w}$$

Para una aeronave con las características de nuestra aeronave $C_{vt}=0,04$. B_{wing} es la envergadura del ala, S_{wing} es la superficie alar y L_{vt} es la distancia entre el 25% de la cuerda media del estabilizador vertical y el 25% de la cuerda del ala.

$S_{vt}= 0,154$. Que coincide con el método del aeromodelismo. Se elige una configuración en H para minimizar el Drag y maximizar el control. Por lo que se tendrán dos superficies de 0,07 cada una. Para saber la envergadura y la cuerda se acude a [22].



Para el tipo de avión que se está construyendo:

- Alargamiento: Entre 1.3 y 2. 0 superior.
- Taperado: 0,5 en flecha, es decir, el borde de ataque es el que está inclinado y el borde de fuga o de salida se mantiene constante.

Tras un proceso iterativo similar al realizado con el estabilizador horizontal, se consigue reducir el área del estabilizador vertical hasta un 7% de la superficie alar.

Tabla 15: Dimensiones del estabilizador vertical

Superficie	0,07	m ²
envergadura	0,5	m
cuerda media	0,14	m
R de alargamiento	3,7	
cuerda superior	0,18	m
cuerda inferior	0,09	m
TAR	0,5	

Se utiliza el mismo perfil simétrico que para el estabilizador horizontal, un Naca M1. Cada una de las superficies se colocará en las cuerdas media del estabilizador horizontal.

La estabilización vertical ha mejorado gracias al diedro de las alas.

El diedro es un término que no se había abordado hasta ahora. Es el ángulo que forma cada ala, en la dirección de la envergadura, con la horizontal. En este caso, ambas alas a 70 cm de la cuerda raíz, es decir, en la cuerda media, se inclinarán un ángulo de 5 grados respecto a la horizontal. Esto provoca que cuando el UAV gire, esa zona del ala gane sustentación y tienda a colocar al UAV en la posición de equilibrio.

7.2.3 SUPERFICIES DE CONTROL

El UAV debe tener unas superficies que variándolas se consiga direccionarlo, estas son: alerones, timón de cola y elevador.

El diseño de las superficies de control se suele realizar mediante porcentajes referidos a la superficie donde se encuentran, los porcentajes se extraen de [18].



- **Alerones:** Los alerones se encuentran en las alas, normalmente en la parte más alejada del UAV, y permite realizar el movimiento de alabeo de un avión. El alerón, activado por el servo, varía la superficie del ala y, con ello, la sustentación. Esto genera diferencias en la sustentación de cada ala que hacen girar el UAV.
Los alerones pueden suponer desde un 7 hasta un 14% de la superficie del ala.
Como el UAV no tiene que hacer movimientos bruscos, se elige un área cercana al 10%.
- **Elevador:** el área del elevador se suele tomar como un 25% del área del estabilizador horizontal.
- El timón de dirección tendrá un 30% del área del estabilizador vertical.

7.2.4 CONSIDERACIONES DEL ANÁLISIS AERODINÁMICO INICIAL

Se ha diseñado un UAV estable, y que opera en unas condiciones eficientes, en la figura 71 puede verse la eficiencia del UAV, la sustentación, el momento y la velocidad real en función del ángulo de ataque para conseguir cargar con los 8 kilos.

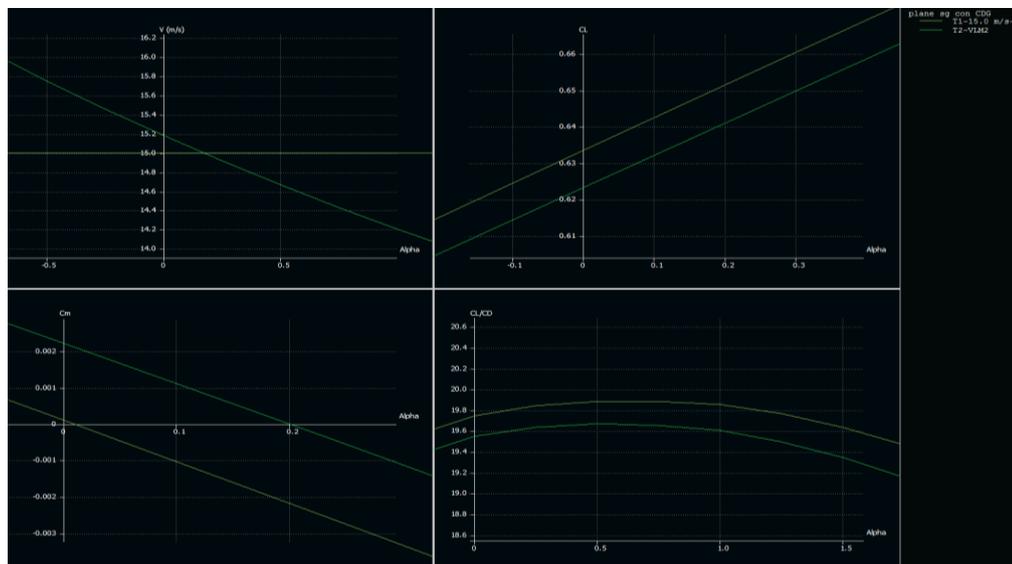


Figure 71: Polares del UAV

La velocidad necesaria es de 15,2m/s pues el coeficiente de sustentación es ligeramente inferior al teórico. La eficiencia del UAV es de 19,6, encontrándose la máxima eficiencia en un AoA de 0,5 grados. Aun así, se puede ver que el cambio es mínimo.



Realizando un análisis del flujo se puede ver, en la figura 72, en los bordes del ala los vórtices del flujo del UAV. En XFLR5 no se pueden añadir wing-tips, pero en CATIA se podría añadir un wing-tip Hoerner para minimizar el Drag inducido, en [22] se puede encontrar una explicación detallada.

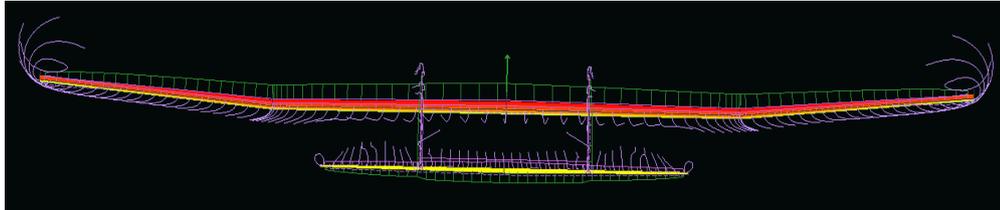


Figure 72: Flujo sobre el UAV

Ahora hay que corroborar las estimaciones iniciales hechas del peso total, de las alas, del fuselaje y de las superficies de estabilidad para hallar el peso real del UAV. Para ello, se tendrá que diseñar el UAV y calcular el peso. Si el peso se halla dentro de los límites admisibles se aceptará. Posteriormente se realizará de nuevo un estudio de estabilidad donde se volverá a refinar la superficie del UAV, y con ello, se calculará el peso total. Es un proceso iterativo donde al final se tendrá el peso real del UAV y su distribución optimizada.

7.3 DISEÑO 3D DEL UAV Y MATERIALES

El UAV está compuesto del fuselaje, las alas, la cola, los elementos de unión entre estos y la electrónica. Para que el UAV pese lo mínimo y que al mismo tiempo tenga las mejores características en cuanto a resistencia, se diseñará con los siguientes materiales:

- EPO o EPP:

El EPP será el encargado de absorber la energía de posibles impactos. Para que esto suceda, la densidad del EPP debe ser de al menos 60 gr/L, [26]. Se elige una densidad de 60gr/L.

- Composite de Epoxi y fibra de carbono. Los composite tienen excelentes características con un peso reducido. Uno de los mejores es el composite de fibra de carbono y epoxi. Debido a la alta dificultad y posibles variaciones de los composites, se elegirán láminas pre-impregnadas de resina y planchas y tubos ya fraguados.
 - Lámina: 343gr/m². Una vez fraguada su espesor es de 0,25mm.



- Tubos: Tubos de 20 mm de diámetro con 1 mm de espesor de longitudes diferentes. Peso de 100gr/m.
- Planchas: de 2,5 mm de espesor con un peso de 4kg/m².

En la figura 73 puede verse el UAV parcialmente terminado.

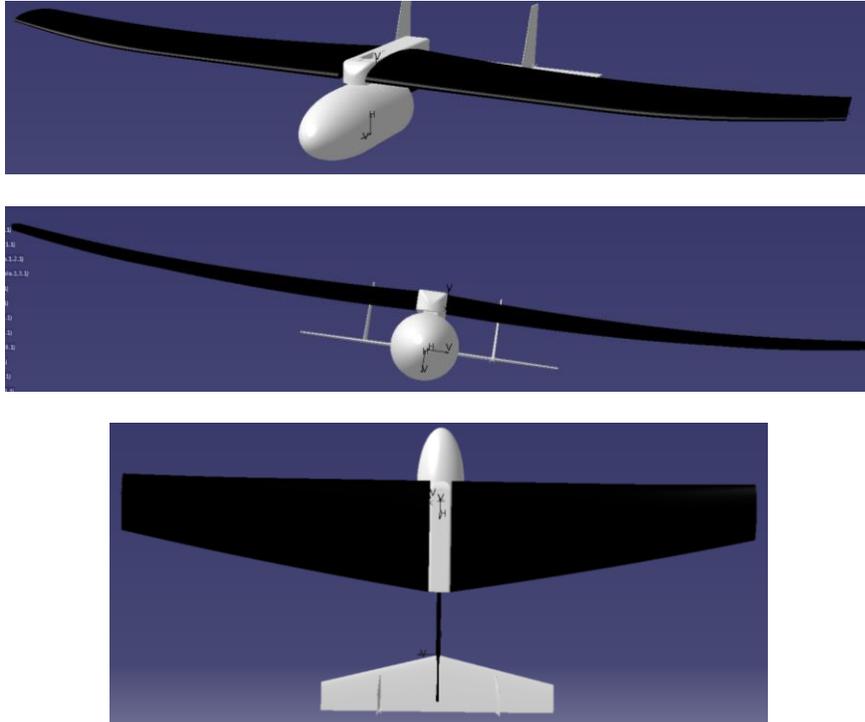


Figure 73: UAV parcialmente terminado

7.3.1 FUSELAJE

En el fuselaje se encuentra la electrónica, las baterías, la bahía de carga, la unión entre la cola y el fuselaje y la unión entre el fuselaje y las alas. Se busca un fuselaje sencillo, pero a la vez eficiente. Para ello, se diseña una estructura interna que soportará las cargas más importantes con fibra de carbono de 2,5mm, un cuerpo de EPP y un recubrimiento mediante la lámina de 0,25mm.

El fuselaje estará compuesto de 2 partes importantes:

- Fuselaje principal.
- Componente de unión alas-fuselaje



Fuselaje principal

Fuselaje sencillo donde se encuentran las baterías, la electrónica y la bahía. El espacio y distancias de los espacios se han diseñado para que los componentes se puedan alojar acorde con la distribución prevista en XFLR5. Batería en la punta, electrónica en la zona trasera, al lado de la unión con la cola. En la figura 74 puede verse el fuselaje principal y una vista en corte con los 3 espacios interiores y los canales para cableado.

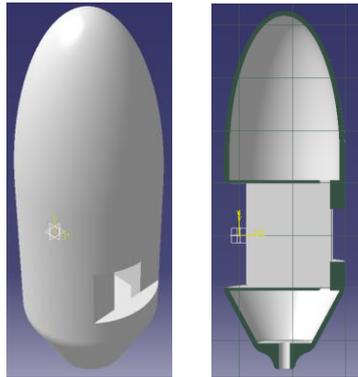


Figure 74: Fuselaje principal

Este fuselaje a su vez está compuesto de 3 componentes: Cabeza, cuerpo y estructura interna, figura 75.

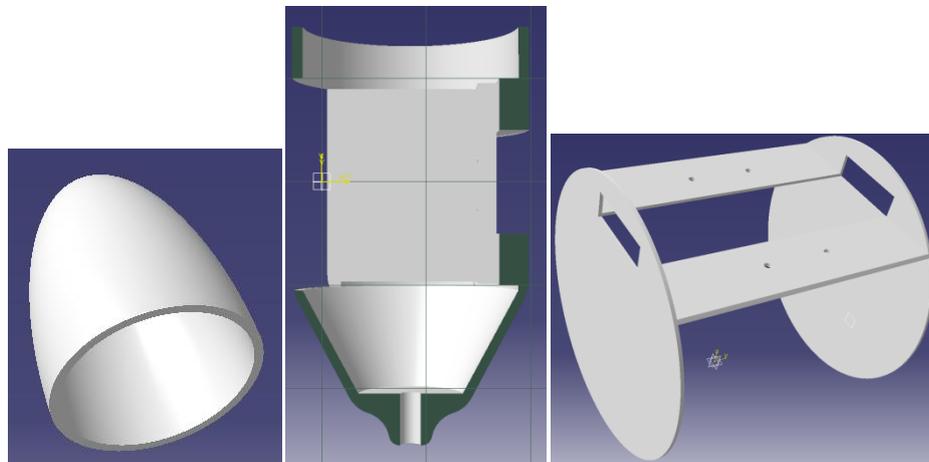


Figure 75: Cabeza, cuerpo y estructura interna

La cabeza y el cuerpo están compuestos de EPP y recubiertos exteriormente por la lámina de fibra de carbono. La estructura interna está fabricada con las planchas de 2,5 mm de fibra de carbono.



Componentes de unión Ala-fuselaje

Permite unir el fuselaje con las alas y en él se encuentra el soporte del motor y la bahía del paracaídas. En la figura 76 puede verse la pieza.

Puesto que no se va a calcular el paracaídas necesario, se ha supuesto que entra perfectamente en un hueco de 100mm x 50 mm x 30mm. La bahía se sujetaría mediante tornillería al UAV. Se estima un peso de 300gr para el mismo. Así mismo, el motor pesa 450gr con la hélice.

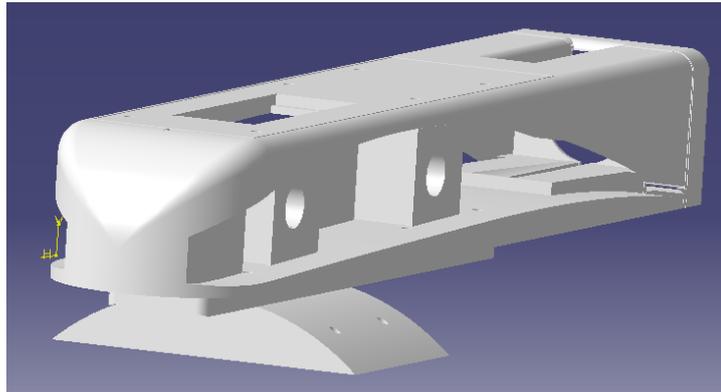


Figure 76: Pieza de unión Fuselaje-Alas

La unión está compuesta de una estructura formada por las planchas de 2,5mm, figura 77, y un recubrimiento formado de EPP y lámina de fibra de carbono, figura78.

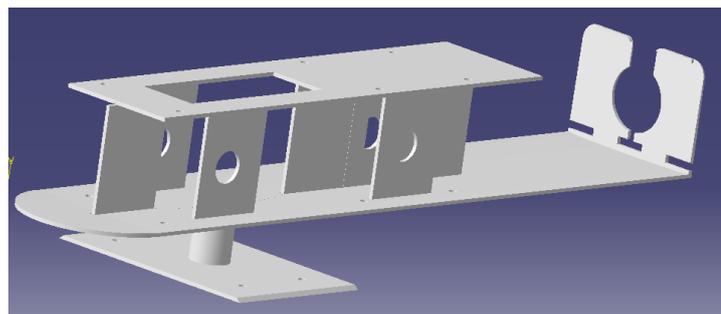


Figure 77: Estructura de fibra de carbono

La estructura interna es la responsable de soportar las cargas del fuselaje y las alas. Las alas se sujetan a la estructura interna mediante tornillería y tubos de fibra de carbono.

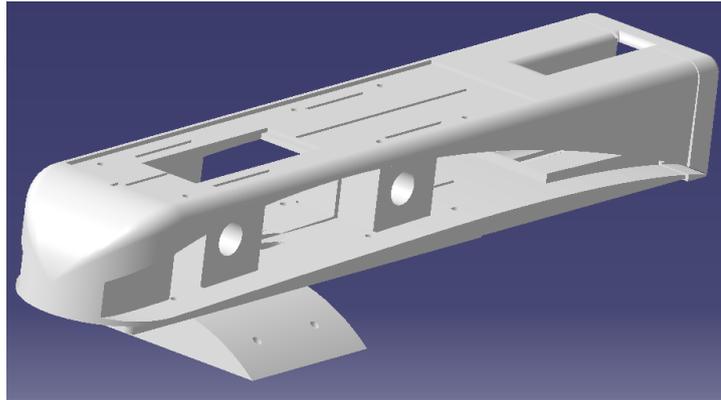


Figure 78: Recubrimiento de EPP y fibra

En la tabla 16 puede verse un desglose con los pesos ya calculados de cada uno de los componentes y el peso total.

Tabla 16: Desglose de pesos del fuselaje

Fuselaje	Área m2	Volumen (L)	Peso (Kg)
Fuselaje principal			
Cuerpo principal	0,224	3,51	0,284072
Cabeza	0,165	1,48	0,14292
Estructura interna	0,088		0,35297778
Conexión alas			
Foam	0,1495	1,41	0,133636
	0,065	0,366	0,04328
Planchas	0,09		0,361
	0,047		0,18852222
			1,463128
		Motor + hélice	0,45
			1,913

En la figura 79 puede verse el fuselaje completo.

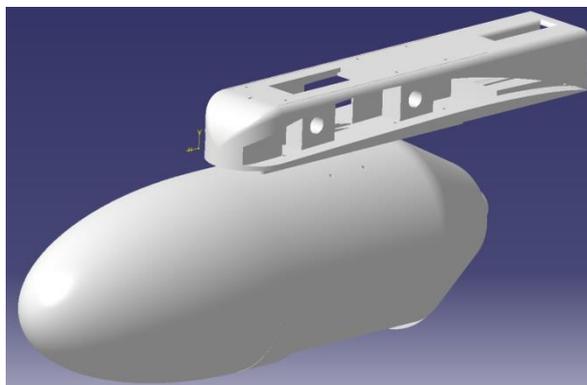


Figure 79: Fuselaje completo



7.3.2 COLA

En la cola se encuentran las superficies de estabilización del avión y las superficies de control de timón de dirección y cabeceo (elevador). Es una zona que está sometida a cargas muy pequeñas y no necesita ningún tipo de estructura interna. Estará fabricado con EPP y recubierto de lámina de fibra de carbono de 0,25 mm. En la figura 80 puede verse la cola del UAV.

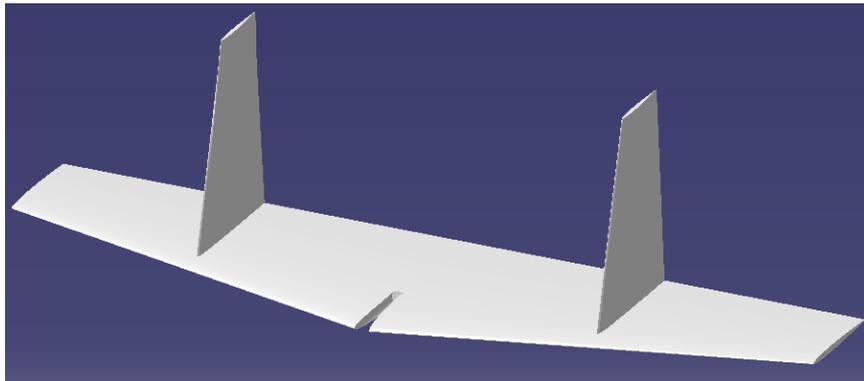


Figure 80: Cola del UAV

En la Tabla 17 puede verse el peso total de la cola del UAV contando los 3 servos de 25gr.

Tabla 17: Peso de la cola del UAV

Cola	Área(m ²)	Volumen (L)	Peso(Kg)
	0,584	2,42	0,336752
		Servos	0,075
		Total	0,411752

7.3.3 TUBO DE UNIÓN COLA-FUSELAJE

El tubo de unión debe soportar las fuerzas ejercidas por la cola del avión durante el vuelo, es decir, el peso de la cola y las fuerzas de estabilización y control. Se dimensiona inicialmente con un tubo de 20mm de diámetro de fibra de carbono con un espesor de 1mm. En caso de no ser suficientemente fuerte, se aumentaría el espesor del tubo o su diámetro. En la figura 81 puede verse el tubo de fibra de carbono.

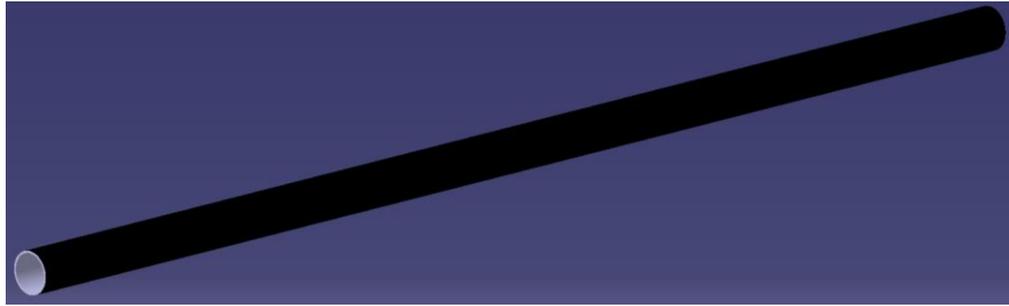


Figure 81: Tubo de fibra de carbono

En la tabla 18 se encuentra el peso del mismo calculado.

Tabla 18: Peso del tubo de fibra de carbono

	Longitud (m)	peso (kg)
Tubo estabilizador	0,52	0,052

7.3.4 ALAS

Las alas es la parte del UAV más complicada, tanto geoméricamente como estructuralmente.

Geoméricamente, las alas están compuestas por un perfil que va variando a lo largo de la envergadura: variando su tamaño, posición, inclinación con la horizontal e incluso el ángulo de incidencia. Esto hace que las alas sean difíciles de fabricar y diseñar. Así mismo, tienen un gran volumen y área, por lo que el peso final del UAV suele estar muy condicionado al peso de las alas.

Estructuralmente, las alas deben soportar las fuerzas debidas al peso del UAV y a la presión del aire, ya sea la fuerza de sustentación o la de resistencia. Deben estar diseñadas para soportar o mitigar los daños debido a impactos. Una estructura muy sobredimensionada conlleva un aumento en el peso total del UAV de manera importante. Unas alas sub-dimensionadas conllevan a una flecha en borde del ala inadmisibile o una rotura del ala.

Por ello se hace muy importante elegir los materiales y su colocación en el ala.

Para soportar los impactos primero hay que analizar cuáles son los impactos más probables. En vuelo los más probables son:

- Un choque frontal con un objeto impactando en el borde de ataque.
- Un choque debido a una entrada en pérdida. Cuando un avión entra en pérdida, tiende a picar una de las alas a la vez que cae. Este tipo de choque es probable durante un despegue o un aterrizaje. En estas



condiciones, las zonas de impacto más probables son la punta del ala y la parte exterior del borde de fuga.

Por lo tanto, el EPP se deberá colocar a lo largo del borde de ataque, en el wing-tip y en la parte externa del borde de fuga para poder absorber el impacto de los golpes.

Por otro lado, el resto de la estructura se fabricará de costillas y tubos de fibra de carbono, intentando dejar la mayor cantidad de espacio hueco para minimizar el peso. Todo el ala se recubrirá posteriormente de una lámina de fibra de carbono de 0,25 mm En la figura 82 puede verse el ala.

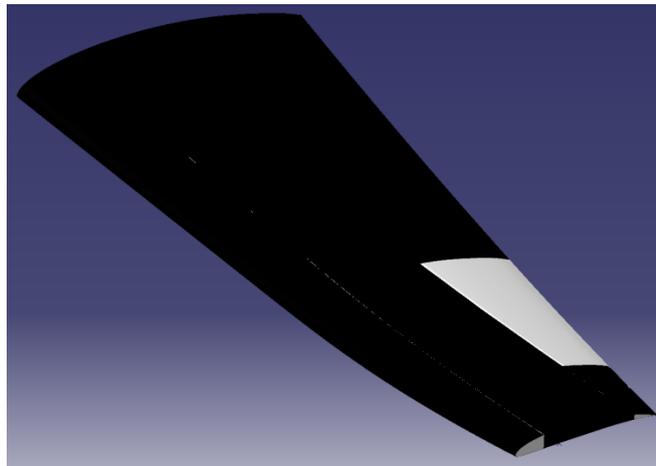


Figure 82: Ala del UAV

La parte de EPP del ala, con el alerón incluido, pero sin el wing-tip se puede ver en la figura 83.

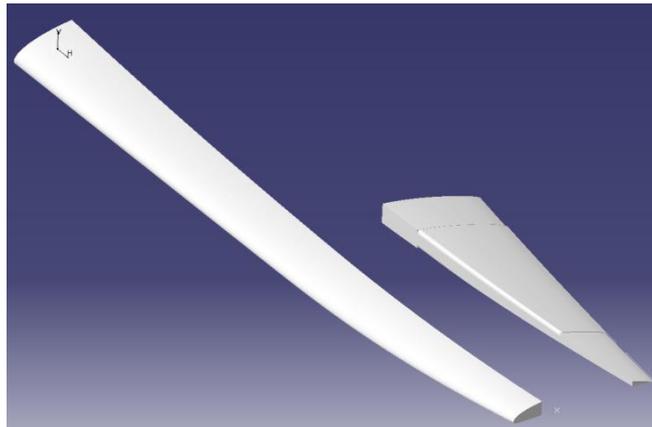


Figure 83: Componentes de EPP en el ala

La estructura de costillas con los tubos de fibra se puede ver en la figura 84.

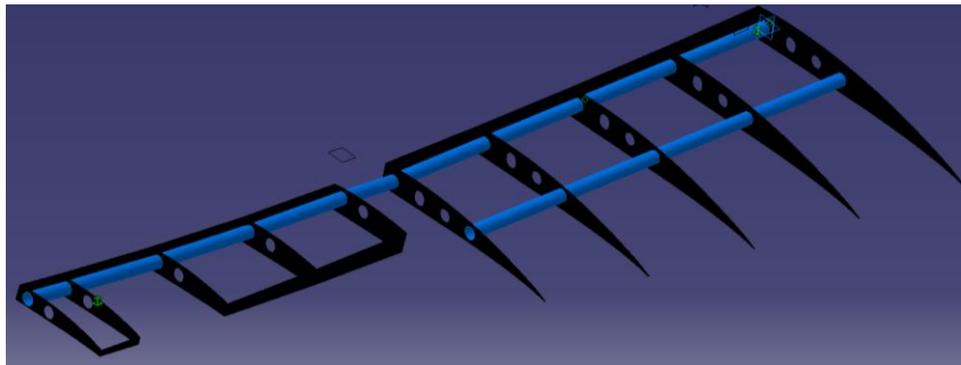


Figure 84: Estructura del ala

El EPP con la fibra de carbono se puede apreciar en la figura 85.

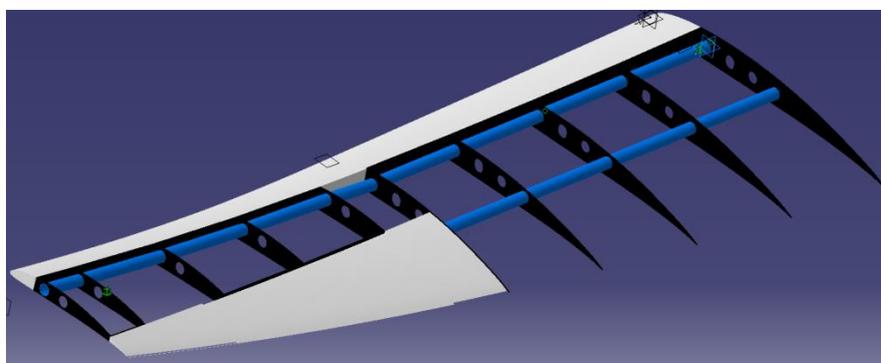


Figure 85: EPP y estructura de composite

En la tabla 19 puede verse la descomposición de los diferentes pesos del ala.

Tabla 19: Pesos de un ala

ALA	superficie (m2)	volumen
Foam total		4,876
Superficie fibra	1,014	
Plancha fibra	0,141	
	Peso	1,205928667
	Servo	0,05
	Tubos	0,24
	TOTAL	1,495928667



7.3.5 BAHÍA DE CARGA

La bahía de carga se ha diseñado para que haya suficiente espacio con unas dimensiones rectangulares de 200mm x 150mm x 150mm. Debido a que el peso máximo que tiene que soportar es solo 1.3 Kg se puede fabricar en PLA, ABS o fibra. Su peso ronda los 170 gr sin apertura alguna. En la figura 86 puede verse la bahía de carga.

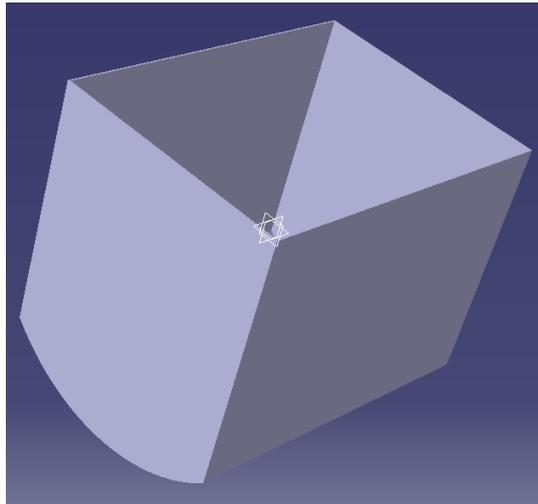


Figure 86: Bahía de carga

7.3.6 PESO TOTAL Y VELOCIDAD DE CRUCERO

Ya se ha diseñado cada componente y se han calculado los pesos. Se aceptará siempre y cuando el peso sea inferior a 10Kg y la velocidad en crucero se encuentre entre 15 y 18 m/s como ya se decidió anteriormente.

En la tabla 20 puede verse el peso total.

Tabla 20: Peso total de UAV

UAV	PESO (Kg)
FUSELAJE TOTAL	1,913128
Cola	0,4115
Payload	4
Tubo estabilizador	0,052
Alas	3
Bahía	0,17
Paracaídas	0,3
TOTAL	9,850



Por lo que no supera el peso máximo. La velocidad necesaria, en las condiciones más adversas, para este peso es de 16,72 m/s, por lo que cumple las exigencias de una velocidad de crucero entre 15-18 m/s.

Se añade los pesos en XFLR5 y se comprueba la estabilidad. Variando ligeramente la colocación de las baterías de la electrónica se consigue la estabilidad perfecta como antes.

7.4 ESTUDIO ESTRUCTURAL y CFD

7.4.1 ESTUDIO ESTRUCTURAL

Se ha diseñado una estructura que cumple los pesos. Ahora hay que realizar un análisis FEA (Análisis de Elementos Finitos) para comprobar si la estructura está correctamente diseñada.

Primeramente, hay que realizar un análisis CFD para tener una estimación de la velocidad máxima del UAV. Para eso se utiliza Inventor y el entorno FLOW. Mediante una serie de simulaciones rápidas se llega a un valor de velocidad de 30 m/s con un Drag total de 65,2 N. El valor máximo de la presión es de 340 Pa. En la figura 87 puede verse la distribución de presiones.

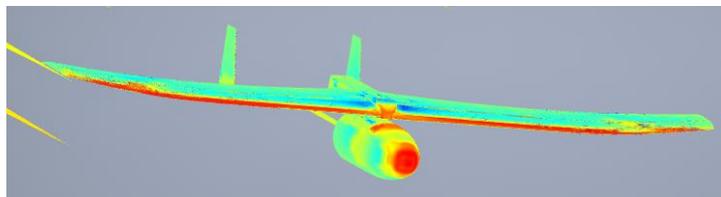


Figure 87: Análisis CFD preliminar

En un principio se quería realizar el análisis FEA con software potente como ANSYS o Nastran de Autodesk, pero debido a limitaciones técnicas, al tener un ordenador con capacidades de computación muy reducidas, se hizo imposible la realización de las simulaciones teniendo que reiniciar el ordenador reiteradas veces.

Por ello, se decidió elegir un software menos preciso y potente. Se eligió el software FEA que viene incorporado en Inventor, aunque debido a su falta de potencia hay que realizar una serie de simplificaciones:

- Se deben eliminar los recubrimientos y la mayor parte del Foam. Esto es debido a que los recubrimientos tienen un espesor muy pequeño, lo cual lleva a errores en los resultados y a inestabilidades en el software. Así mismo, los Foam son materiales no lineales muy complicados de simular de forma correcta, y se necesita software muy potente para



poder simularlos. Dependiendo del comportamiento de las partes de Foam añadido, se realizará un análisis posterior.

- Las fuerzas debidas a la presión por sustentación y Drag se sustituirán por las resultantes del perfil a lo largo de la envergadura. El software solo permite fuerzas de presión y fuerzas puntuales. Se elige fuerzas puntuales para el Lift y el peso y fuerzas de presión para el Drag.
- Las uniones entre componentes se consideran irrompibles.
- Se sustituirán los componentes por fuerzas con el valor de su peso.

Hay que calcular la fuerza que se aplica en el estabilizador trasero. Se sabe por XFLR5 que CL sin el estabilizador es 0,69 pero que con el estabilizador baja hasta 0,635. Esto es debido a la fuerza de Lift negativo que se aplica en el estabilizador horizontal. La diferencia, es decir 0,055, es el CL del estabilizador horizontal. Para una velocidad de 30m/s se calcula una fuerza de 27,5N. Añadiendo los 5 N del peso del estabilizador tenemos una fuerza final de 33N.

Para el composite de fibra de carbono se utilizan los valores que ya están incorporados en la librería de Inventor.

Tabla 21: Material composite

Densidad (g/cm ³)	1,43
Poisson	0,39
Módulo de Young (GPa)	133
Módulo cortante (MPa)	53000
Límite elástico (MPa)	300
Límite de rotura (MPa)	577

Para el Foam EPP se tienen mayores complicaciones pues la mayor parte de las características difieren de un proveedor a otro. Los valores encontrados en [26] y en el informe de ARPRO son:

Tabla 22: Material EPP

Densidad (g/cm ³)	0,06
Poisson	0,04
Módulo de Young (GPa)	0,320
Módulo de flexión (MPa)	19
Límite elástico (Mpa)	10

En la figura 88 puede verse la estructura simplificada ya simulada con las fuerzas.

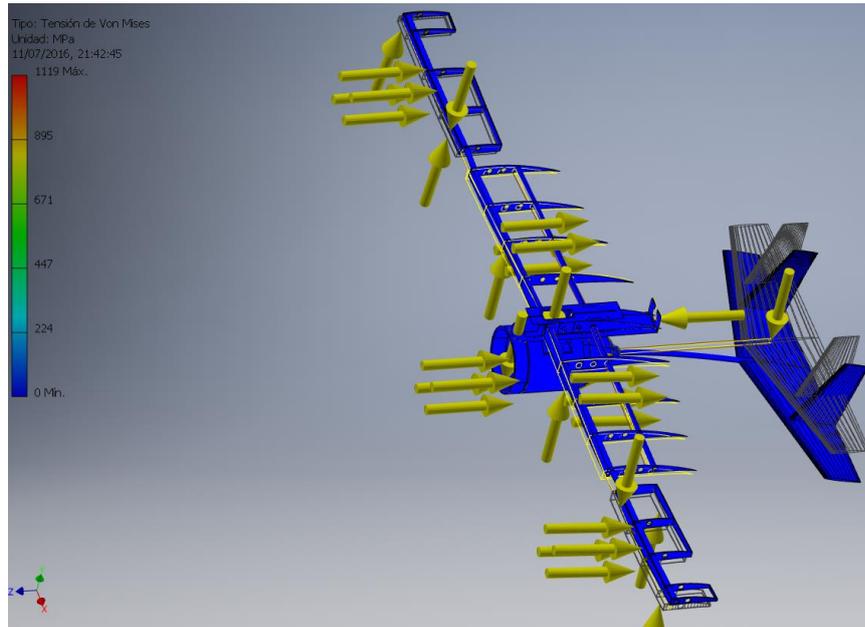


Figure 88: Análisis FEA simplificado.

El desplazamiento máximo se da en la cola y vale 10mm, figura 89, por lo que es un desplazamiento aceptable. Así mismo, como el límite de seguridad se ha marcado en el límite de flexibilidad, todos los materiales recuperarán su estado inicialmente.

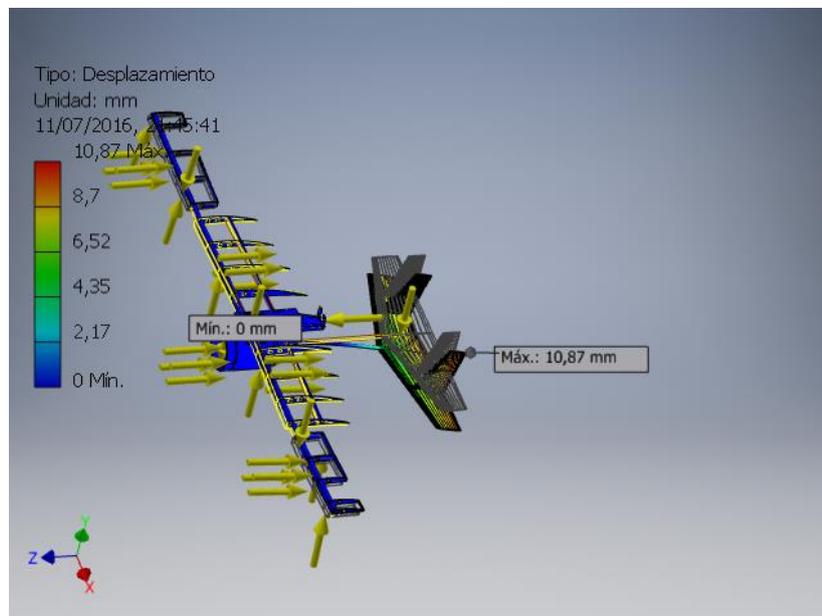


Figure 89: Desplazamientos bajo cargas



Se puede apreciar que el EPP trabaja sobredimensionado, tanto en la cola como en el fuselaje que son las partes que más requerimientos tienen, por lo que no hace falta realizar un análisis completo. También se ha realizado el mismo análisis sustituyendo el EPP por poliestireno, que es más frágil, con los mismos resultados de sobredimensionamiento, y un estudio cargando el modelo con un 50% más de cargas.

7.4.2 ESTUDIO CFD

Al igual que con el análisis FEA, en un principio se quería realizar el estudio CFD con un software potente como ANSYS Fluent o SimFlow (GUI de OpenFoam para Windows) pero con SimFlow los tiempos de Meshing para realizar un mallado suficientemente preciso eran impracticables, así como el propio estudio aerodinámico. Por lo que se decidió utilizar Flow Design de Autodesk con una precisión del 300%. Tras un estudio que duró cerca de 8 horas se llegaron a los resultados de la figura 90 para una velocidad de 17 m/s. El Drag para esa velocidad es de 11,6 N. El estudio se hizo sin los wing-tip por lo que puede esperarse una reducción del Drag de entre el 2 y el 5 %. Extrapolando los resultados obtenidos, pues el área y la densidad se mantienen constantes, para un Drag de 65N tendríamos una velocidad máxima de 40,24 m/s, que está muy cerca de los 44,5 m/s pre-calculados inicialmente.

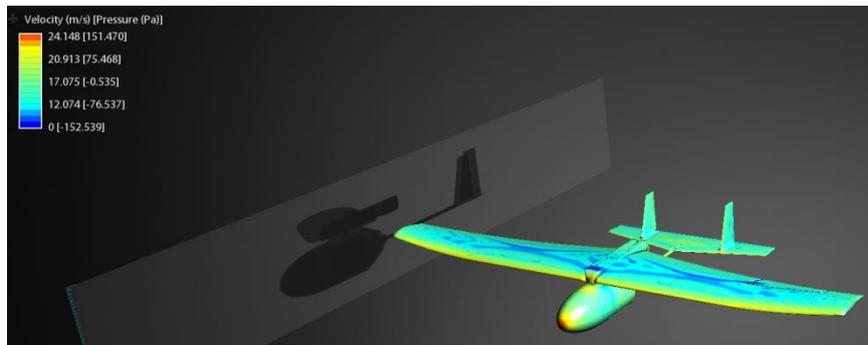


Figure 90: Estudio CFD de túnel de viento con Flow Design



7.5 DISEÑO FINAL

7.5.1 CÁLCULOS AERODINÁMICOS FINALES

Tras todas estas pruebas ya tenemos un UAV dimensionado, verificado y listo para terminar de diseñar y añadir los detalles. Las características aerodinámicas finales del UAV son:

Tabla 23: Características aerodinámicas finales

Superficie	1,1	m ²
Envergadura	2,8	m
Cuerda media	0,4	m
R de alargamiento	7	
Cuerda superior	0,52	
Cuerda inferior	0,26	
TAR	0,5	
Peso total	9,85	Kg
Peso payload	4	Kg
Velocidad crucero límite superior de operación	16,71	m/s
Límite superior de operación	2000	m
Velocidad máxima	40,24	m/s
CL crucero	0,635	
Drag en crucero	11,6	N
L/D en crucero mínimo	8,4	
Rango de temperaturas	5 a 20	grados

La autonomía no puede calcularse para la velocidad de crucero porque se desconoce la curva del motor, pero realizando ensayos experimentales puede realizarse una gráfica Potencia-Empuje con la que seríamos capaces de estimar la autonomía. Aunque a simple vista puede verse que la autonomía va a ser, al menos, igual que con el UAV actual.

Otros parámetros que podemos calcular son la velocidad de pérdida y la distancia de despegue, se utiliza [22] para el cálculo.

Velocidad de pérdida:

$$V_{p\acute{e}rdida} = \sqrt{\frac{2 * \text{Peso}}{\rho * S * (CL)_{max}}}$$

Pero se desconoce CL_{max}. CL_{max} puede calcularse como un 90% de Cl_{max} cuando el UAV tiene alto Aspect Ratio. Cl_{max} para el SG6043 vale 1,8 por lo que el CL_{max} teórico es de 1,62.



El problema del cálculo del CL_{max} es que es más complicado, pues es justo el punto de inflexión donde el avión comienza a entrar en pérdida. El método VLM utilizado para los análisis en el rango de ángulos de ataque de entre -5 y 10 grados es muy preciso, pero no es capaz de trabajar en los ángulos de CL_{max} o de entrada en pérdida, como se explica en [27]. Para eso XFLR5 tiene el método LLT, que es lineal y permite analizar las alas para saber cuándo entran en pérdida y cuál es su CL_{max} y en qué ángulo de incidencia. En la figura 91 puede verse el ángulo y el CL_{max} .

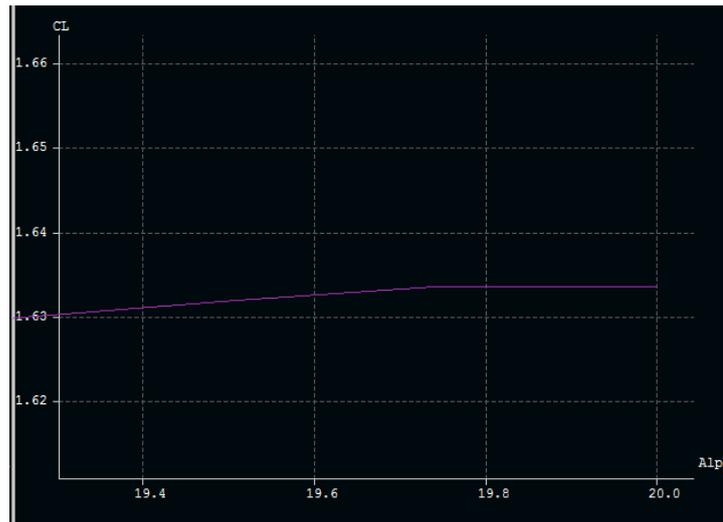


Figure 91: CL_{max} del UAV

Por lo que es muy cercano al CL_{max} teórico. A partir de 20 grados en avión empezará a entrar en pérdida.

La velocidad de pérdida es: 10,42 m/s.

Con la velocidad de pérdida y el ángulo de incidencia máximo podemos configurar Pixhawk para que no entre nunca en pérdida.

Distancia de despegue:

La distancia de despegue está compuesta por un recorrido en tierra y un recorrido en el aire. En la figura 92 puede verse un despegue de un avión.

La distancia recorrida en el suelo es desde que arranca hasta que alcanza la velocidad de despegue, donde el UAV ya no tendrá el tren de aterrizaje en el suelo.

Cuando levante la primera rueda tendrá una velocidad V_r , es decir, cuando el momento generado por el LIFT haga que la reacción de la rueda delantera sea 0. Cuando levante ambas ruedas tendrá una velocidad V_{lof} .



La velocidad V_{lof} se suele calcular sabiendo que es entre un 10% y un 20% superior que la velocidad en pérdida.

$$V_{lof} = 1,1 * V_{pérdida}$$

Por lo que la velocidad de despegue del UAV será 11,462 m/s.

Por otro lado, la velocidad de rotación V_r se calcula como un 90% de la velocidad de pérdida por lo que $V_r = 9,378$.

Para un análisis perfecto habría que tener en cuenta el 'Efecto suelo', que aumenta el Lift y disminuye el Drag cuando el UAV está funcionando a una distancia inferior a su envergadura respecto del suelo. Se desprecia el efecto suelo pues nos ponemos en el caso más desfavorable.

El despegue se realizará con el empuje máximo del motor, por lo que se considera constante e igual a 63,7. La fuerza debida al Drag se supone constante e igual a la que se obtiene durante la velocidad de crucero, es decir, 11,6N.

Respecto al material de la superficie de despegue, se elige el caso más desfavorable, es decir, despegue sobre hierba húmeda, con un valor de 0,08 para el coeficiente de rodadura.

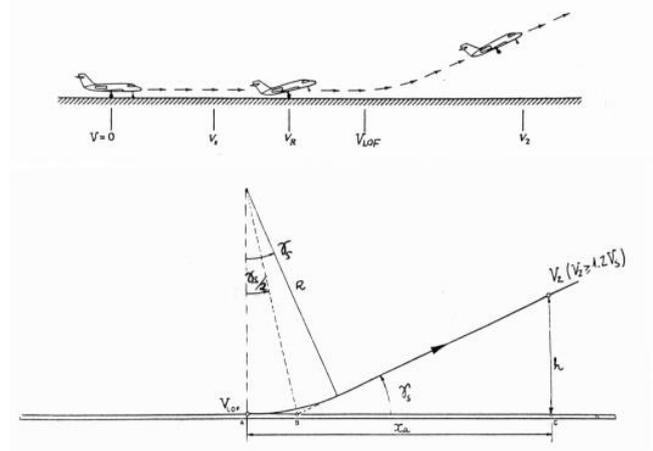


Figure 92: Distancia de Despegue

Las ecuaciones para el despegue pueden verse en la figura 93:



$$S_G = \frac{1}{2g} \int_{V_i}^{V_f} \frac{d(V^2)}{K_T + K_A V^2} = \left(\frac{1}{2gK_A} \right) \ln \left(\frac{K_T + K_A V_f^2}{K_T + K_A V_i^2} \right)$$

$$K_T = \left(\frac{T}{W} \right) - \mu$$

$$K_A = \frac{\rho}{2(W/S)} (\mu C_L - C_{D0} - KC_L^2)$$

Figure 93: Ecuaciones de distancia de despegue

En la tabla 24 puede verse los valores utilizados para calcular la distancia de despegue. Que queda finalmente como 11,56 m.

Tabla 24: Distancia de despegue en pista

DESPEGUE 1	
Densidad	0,989
Vinicial	0
Vfinal= Vlof	11,46
Gravedad	9,8
S	1,1
K	0,053497335
CL	0,635
Cd0	0,0247
Peso	96,53
Empuje	63,5
Coeficiente de rodadura	0,08
KT	0,577826582
KA	2,55185E-05
SG	11,56269927

Ahora hay que calcular la distancia desde que abandona la pista hasta que el UAV alcanza la velocidad de 1,2 Vpérdida o la altura mínima. Se puede considerar una velocidad media de 1,15Vpérdida durante esta trepada. Así mismo, como el UAV tiene que trabajar en zonas agroforestales, la altura que debe sobrepasar durante el despegue, como mínimo, es de 11 metros para no chocar con un árbol. En la figura 94 puede verse las fórmulas usadas de la bibliografía.



$$R = \frac{V_{TR}^2}{g(n-1)} = \frac{V_{TR}^2}{0.2g} \cong 0.205 V_{stall}^2$$

$$\sin\gamma_{climb} = \frac{T-D}{W} \cong \frac{T}{W} - \frac{1}{L/D}$$

$$R \sin\gamma_{climb} = R \left(\frac{T-D}{W} \right) \cong R \left(\frac{T}{W} - \frac{1}{L/D} \right)$$

$$h_{TR} = R(1 - \cos\gamma_{climb})$$

Figure 94: Ecuaciones de distancia en el aire

En la tabla 25 puede verse la distancia en el aire y la altura después de esa distancia.

Tabla 25: Distancia en el aire

DESPEGUE 2	
Vpérdida	10,42
R	22,258162
Seno del ángulo de trepada	0,537656687
Distancia en el aire	11,96724964
Htr	3,490884316

Como la altura es inferior a los 11 metros tendrá que seguir trepando. Por lo que la distancia a mayores que hay que añadir es:

$$\text{Strepada: } \frac{\text{Hobstaculo} - \text{Htr}}{\text{Tan}(\text{ángulo de trepada})}$$

Strepada queda, por lo tanto: 11,77.

Por lo que la distancia total de despegue es de 35,3 m.

Si quisiéramos lanzar el UAV con una catapulta, tendríamos que poner una goma o muelle que consiguiese que el UAV alcance los 11,46 m/s a la salida de la misma. Además, tendríamos una distancia de despegue 10 metros menos que con el despegue en tierra.

Aterrizaje

No se va a calcular la distancia de aterrizaje total pues depende de muchos factores y en un UAV no es tan importante. Sí que es interesante calcular la velocidad de acercamiento, la velocidad Flare o de giro y la velocidad de toque de pista y la altura de flare. Se utilizarán las mismas fórmulas que para el despegue, pero de manera inversa. Se eligen estas velocidades porque



conociéndolas se puede programar Pixhawk para que las cumpla y así asegurarse de que el UAV aterriza de forma correcta siempre. En la figura 95 pueden verse las fases de un aterrizaje.

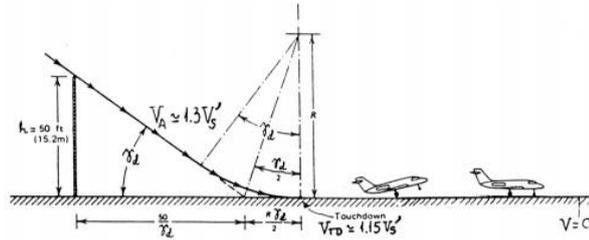


Figure 95: Aterrizaje de un avión

Velocidad de acercamiento= $1,3 * V_{pérdida} = 13,54$ m/s

$V_{flare} = 1,23 * V_{pérdida} = 12,81$ m/s

$V_{tocarpista} = 1,15 * V_{pérdida} = 12$ m/s.

La altura mínima a la que debe empezar a descender es 15 metros para así evitar cualquier choque. A esa altura el UAV bajará la velocidad hasta la de acercamiento. El ángulo de bajada será de 3 grados y el empuje necesario será de 16,61. Irá bajando la velocidad hasta que a 11,4 cm de altura el UAV tendrá la velocidad de flare. Y posteriormente cortará motor, bajando finalmente la velocidad hasta los 12 m/s y aterrizando.

Una opción para disminuir la velocidad de aterrizaje es utilizar los alerones como flaps. Es lo que se suele llamar Flaperons. Pero no se va a tratar esa opción.

7.5.2 ESTUDIO FINAL DE ESTABILIDAD

Ya se había calculado que el UAV era estable horizontalmente pero no cuánto. Tampoco se había hablado de la estabilidad vertical. Para predecir el comportamiento del UAV se puede usar XFLR5 y con un análisis de estabilidad se puede obtener el lugar de las raíces del UAV ante perturbaciones de la estabilidad horizontal y vertical.

Estabilidad horizontal

Los aviones tienen 2 tipos de comportamiento ante las perturbaciones horizontales. Uno llamado periodo corto, alta frecuencia y amortiguado y otro de periodo muy lento, llamado oscilación fugoide, y de carácter oscilatorio, se



puede encontrar una explicación detallada en [28]. En la figura 96 puede verse el lugar de las raíces del comportamiento horizontal.

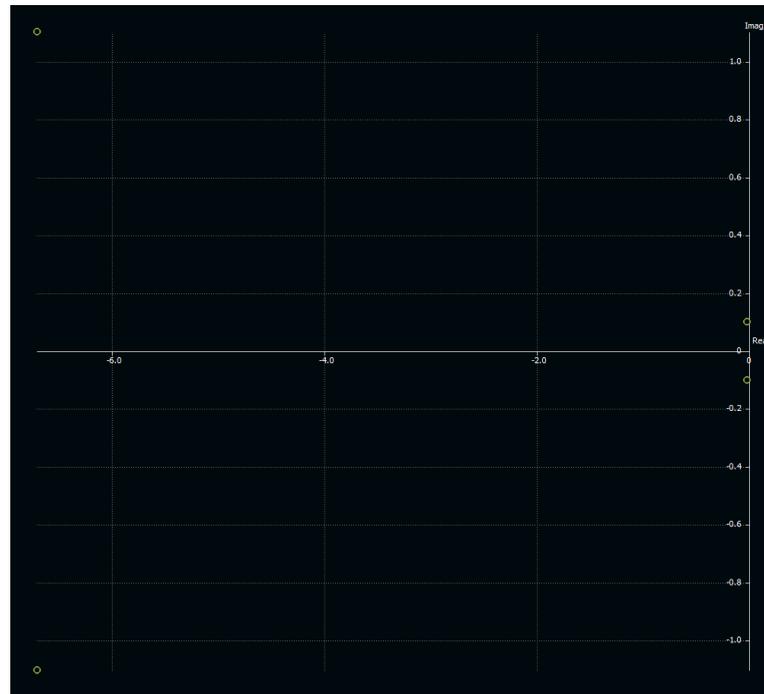


Figure 96: Lugar de las raíces de la estabilización horizontal

Rápidamente podemos ver que hay dos pares de polos conjugados. Los más alejados del eje imaginario de frecuencia alta y una amortiguación de 0,969. Los más cercanos del eje imaginario de frecuencia baja, y prácticamente sin amortiguación alguna, sólo 0,033 (carácter oscilatorio). Se puede ver que el UAV es estable pues los polos son todos negativos.

Estabilidad vertical

La estabilidad vertical en los UAV tiene varios tipos de comportamiento. Uno es de frecuencia alta, dos son de frecuencia media-baja y una tercera de frecuencia muy lenta. En la figura 97 puede verse el lugar de las raíces de la estabilización vertical.

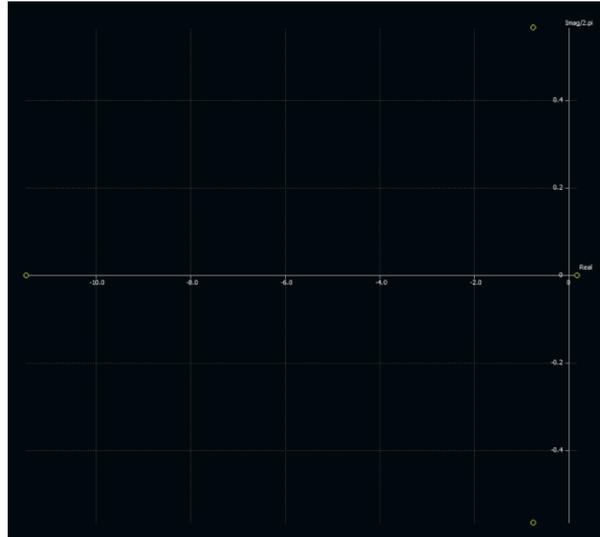


Figure 97: Lugar de las raíces de estabilización vertical

Se puede ver que hay un polo de frecuencia muy alta y que es un polo dominante, dos de frecuencia media baja y de carácter sub-amortiguado con una constante de amortiguamiento de 0,211 y un polo inestable de frecuencia muy baja y con poca presencia en el sistema, que corresponde a una incidencia del aire completamente de costado.

El sistema por lo tanto es estable tanto longitudinalmente como lateralmente. Se podría calcular los tiempos de vuelta del sistema a la estabilidad tras distintas perturbaciones, pero no se va a realizar en este proyecto.

7.5.3 DISEÑO FINAL UAV

En este apartado se realizará el diseño detallado final y el dimensionamiento del tren de aterrizaje. La idea es un tren de aterrizaje carenado para minimizar el Drag y desmontable para misiones con altos requerimientos de autonomía o despegues mediante catapulta y aterrizaje con paracaídas.

Tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje será tipo triciclo sin ser plegable pero sí desmontable. Debe estar situado de manera que se mantenga el centro de gravedad al quitar el tren.

Los trenes de aterrizaje tipo triciclo, para que funcionen de forma correcta al despegar, tienen que tener una distribución del peso del UAV de entre el 8% al 20% para la rueda delantera, [22]. Eligiendo un 20% para la delantera y un 80% para la trasera. Significa que la rueda delantera va a estar separada del



CDG 4 veces la distancia de la rueda trasera con el centro. Como el espacio del fuselaje es limitado habrá que colocar el tren de aterrizaje trasero muy pegado al CDG. Para que el UAV no se vaya de cola debe haber una separación de al menos 15 grados hasta el CDG desde la rueda trasera. Por lo que la distancia al centro de gravedad de la rueda trasera es de 6,85 cm. La distancia de la rueda delantera al CDG es por lo tanto de 27,4cm.

Por otro lado, para que la cola no toque el suelo durante el despegue, debe de haber un ángulo de entre 15 y 20 grados desde la rueda trasera hasta el final de la cola. Se elige un ángulo de 15 grados. En la figura 98 puede verse el sketch de Catia.

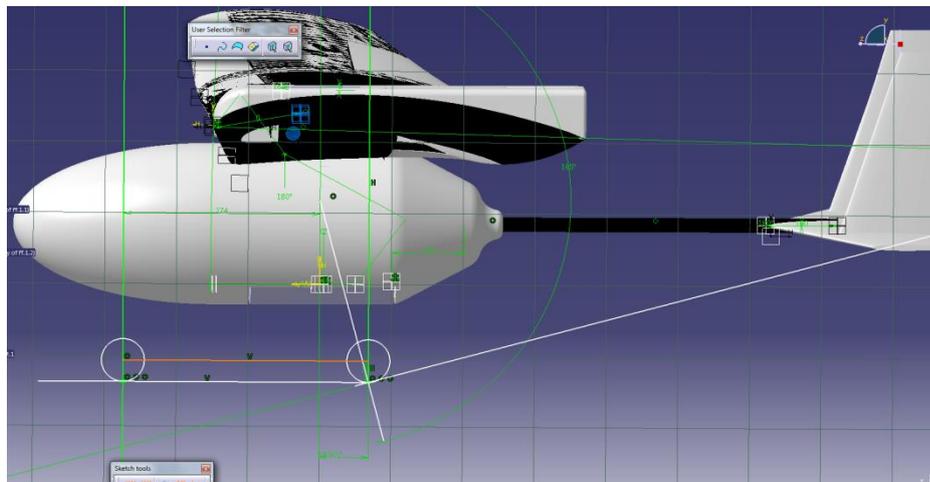


Figure 98: Sketch en Catia del tren

El tren de aterrizaje ya diseñado se puede ver en la figura 99.

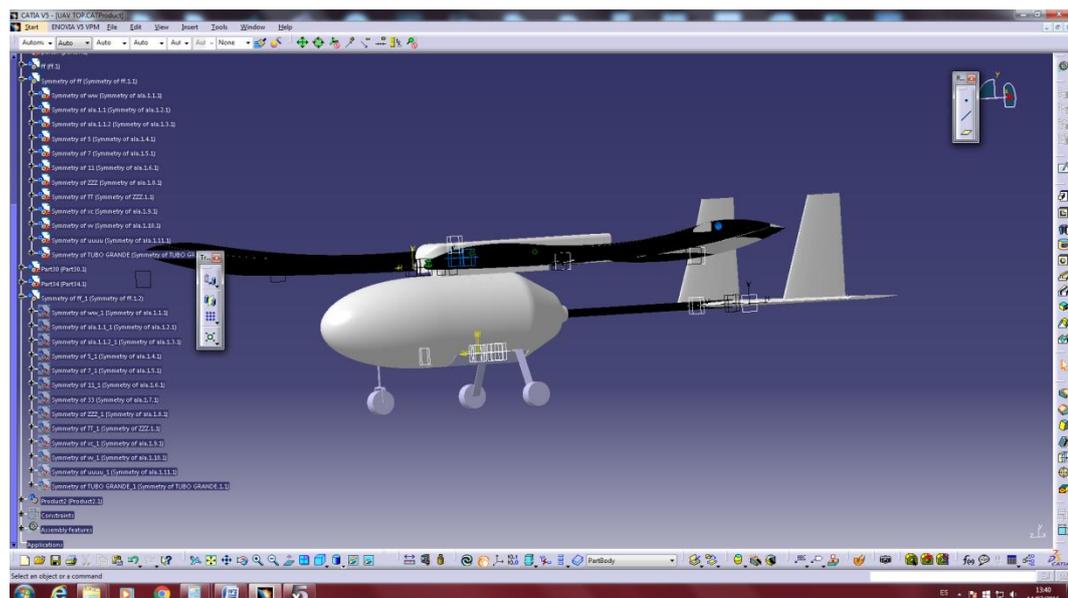


Figure 99: Tren de aterrizaje finalizado



Cabeza del UAV

Para poder acceder al compartimento de las baterías de forma sencilla se ha añadido una bisagra y unos agujeros para sujetar la cabeza al UAV con tornillos.

En la figura 100 puede verse una imagen de la bisagra.

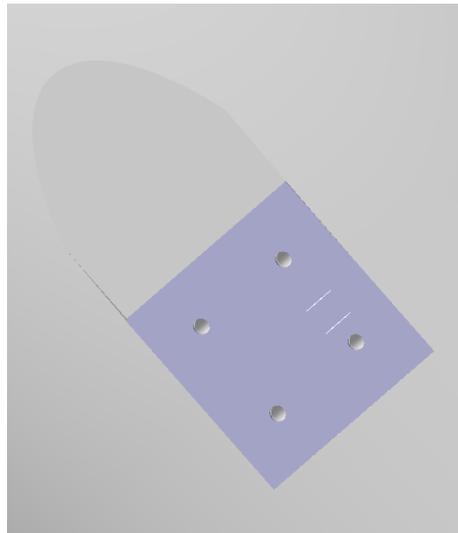


Figure 100: Bisagra de la cabeza

También se ha hecho un agujero de 2 mm para poder colocar el tubo de Pitot.

Bahía de carga

La bahía de carga se sujeta con 4 tornillos por cada lado para asegurar una sujeción perfecta evitando vibraciones.

Compartimento de la electrónica

Se añade una compuerta al compartimento de la electrónica para poder acceder a la misma más fácilmente. En la figura 101 puede verse la abertura para la electrónica y la tapa.

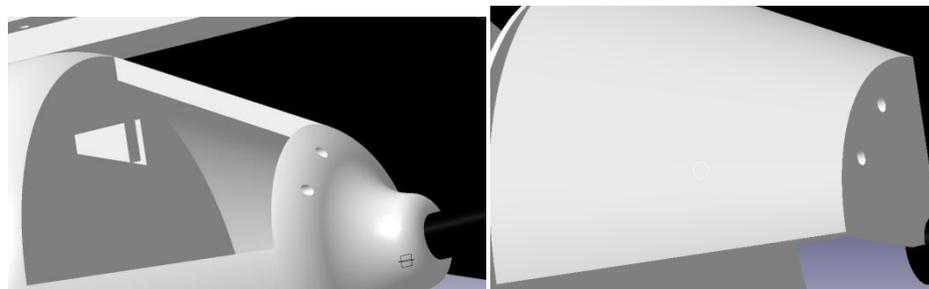


Figure 101: Tapa electrónica



Elevador y timón de dirección

Se diseña el timón y el elevador de la cola. En la figura 102 pueden verse ambos ya acoplados a la cola.

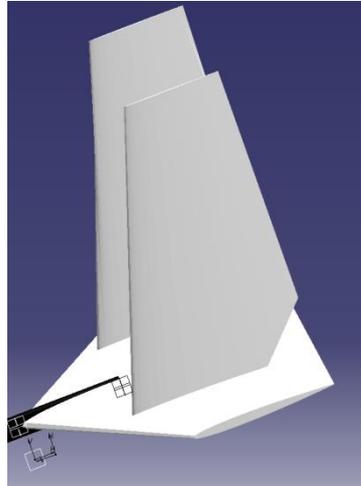


Figure 102: Timón y elevador

En la figura 103 puede verse el UAV terminado.



Figure 103: UAV terminado



CAPÍTULO 8: PRESUPUESTO

Se analizan los costes materiales de la construcción del UAV mediante integración. En la tabla 26 puede verse todos los costes desglosados.

Tabla 26: Costes materiales Airtitan

Componente	Cantidad	Precio	total
Airframe	1	157,5	157,5
Motor	1	52,5	52,5
Servos			
Servo grande	3	8,75	26,25
Servo pequeño	3	7	21
ESC	1	57	57
UBEC	1	16,6	16,6
Hélices	1	12	12
Piloto automático	1	162,5	162,5
Sensores			
Tubo Pitot	1	42	42
LIDAR Rangefinder	1	219	219
Baterías			
Batería potencia	1	70	70
Batería electrónica 1300	1	5,15	5,15
Batería electrónica 2200	1	9	9
Batería emisora	1	12,7	12,7
Maletín	1	63,5	63,5
Receptor y transmisor 2.4 Ghz	1	65	65
Emisora	1	61,5	61,5
Accesorios			
Pegamento Epoxi	1	7	7
Pegamento Cianoacrilato	1	5,4	5,4
Balanceadoras baterías	1	29	29
Conectores XT90	1	8,5	8,5
Conectores XT60	1	4,3	4,3
Conectores T	1	3,9	3,9
Transporte	1	210	210
		Total	1321,3

Los costes para el UAV diseñado se han estimado para una producción de al menos 200 unidades. Se ha estimado utilizando la red de proveedores Alibaba. La fabricación del UAV se realizaría en China y el montaje en España. En la tabla 27 puede verse el desglose de costes de fabricación del airframe.

**Tabla 27: Costes Airframe diseñado**

	Precio	Cantidad total	Coste
MATERIALES			
Planchas 2,5mm (m ²)	80	0,366	29,28
EPP (L)	0,18	14,062	2,53116
Lámina (m ²)	27,4	2,2015	60,3211
Tubo 20mm (m)	10	5,32	53,2
FABRICACIÓN			
Moldeo EPP	20		
Corte fibra	20		
TRANSPORTE 100 unidades			
Container 12 pies desde China (P.u)	12		
MANO DE OBRA EN ESPAÑA			
Montaje	50		
TOTAL	247,33226		
TOTAL+ IVA	299,272035		

Y añadiéndolo a la tabla de costes totales materiales anterior tenemos unos costes de 1353€ para cada UAV suponiendo una producción de 200 unidades. Añadiendo algún coste imprevisto se redondea a 1400€. Habría que añadir los aranceles asociados a la importación, pero como es una estimación no se tendrán en cuenta.

Los costes asociados a servicios en el proyecto se pueden ver en la tabla 28.

Tabla 28: Costes de servicios

SERVICIOS	Precio	Cantidad	Total
Desarrollo del proyecto (Horas de ingeniería)	5	300	1500
Campo de vuelo	140	1	140
TOTAL			1640

El salario se ha estimado analizando la situación actual para un joven recién salido de la carrera.





CONCLUSIONES

Se ha diseñado y construido un UAV mediante integración de componentes que cumple las necesidades mínimas. Se han realizado pruebas de vuelo donde se ha conseguido un despegue y una realización de la misión de manera autónoma, aunque el aterrizaje aún se está configurando. Durante el desarrollo han surgido muchos problemas que se han ido resolviendo, y se ha conseguido aprender suficiente sobre la tecnología de los UAV como para poder recomendar diferentes mejoras. Para maximizar la calidad y prestaciones del producto se ha diseñado un UAV modular, eficiente y que cumple los requisitos exigidos de durabilidad, facilidad de uso, seguridad y capacidades. Gracias a que se ha realizado su diseño, se tiene un control total sobre las capacidades del UAV, consiguiéndose un mayor refinamiento con Pixhawk durante las misiones. El proceso posterior de fabricación se ha tenido presente y la estructura del UAV de composite se puede construir mediante corte laser o fresado CNC de planchas de 2,5mm o tubos. Las partes de Foam se pueden fabricar por moldeo y son bastante sencillas. Todo el UAV está pensado para pegarse con Epoxi de alta resistencia. Aun así, hay distintos estudios que habría que realizar antes de empezar la producción:

- Estudio de maniobras: Calcular las capacidades de giro del UAV, de trepada, la gráfica empuje-potencia del motor... De esta forma a la hora de realizar la planificación de las misiones no se le exigirá al UAV ningún movimiento que no pueda realizar con seguridad.
- Estudio CFD y FEA: Debido a las limitaciones técnicas no se ha podido realizar un estudio CFD y FEA en profundidad. Habría que realizar una serie de estudios antes de la creación del prototipo:
 - Estudios CFD: Estudio para diferentes ángulos de ataque del Drag. Calcular el efecto suelo durante el despegue. Optimización aerodinámica.
 - Estudios FEA: Análisis del estudio estructural de UAV para diferentes ángulos de ataque, en tierra y cuando el paracaídas está activado. Así como un análisis a fatiga.
- Estudios experimentales en túnel de viento del prototipo: Para calcular los valores reales de UAV de Drag y lift.
- Estudios estructurales a fatiga del prototipo: para detectar el tiempo que tarda en aparecer la primera grieta y cuánto tarda en extenderse. Esto nos permite determinar qué debe revisarse y cada cuánto tiempo.



- Pruebas de vuelo con los diferentes sensores y pilotos automáticos para la integración perfecta.

La base de diseño es muy sólida y no se prevén grandes cambios tras estas pruebas. Si se realiza un buen estudio CFD y FEA se conseguirá disminuir el coste asociado a los estudios en túnel de viento y de resistencia y se acortará el tiempo de prueba del prototipo.



BIBLIOGRAFÍA

REFERENCIAS

- [1] Wikipedia, “Vehículo aéreo no tripulado.” [Online]. Available: https://es.wikipedia.org/wiki/Veh%C3%ADculo_a%C3%A9reo_no_tripulado. [Accessed: 15-Jun-2016].
- [2] R. Austin, *Unmanned Aircraft Systems*. Chichester: Wiley, 2010.
- [3] A. Barrientos, J. Del Cerro, P. Gutiérrez, R. San Martín, A. Martínez, and C. Rossi, “Vehículos aéreos no tripulados para uso civil. Tecnología y aplicaciones,” *Grup. Robótica y Cibernética, Univ. Politécnica Madrid*, pp. 1–29, 2009.
- [4] C. Cuerno Rejado, J. M. Ramirez Ciriza, M. Oñate De Mora, A. Ezcurra Talegón, L. Díaz Apodaca, D. Saez Paredes, A. Beltrán Noguera, C. López Jimeno, D. Martín Sánchez, and H. Ramos Castro, “Los Drones y sus aplicaciones a la ingeniería civil,” Madrid, 2015.
- [5] C. Yuan, Y. Zhang, and Z. Liu, “A survey on technologies for automatic forest fire monitoring, detection, and fighting using unmanned aerial vehicles and remote sensing techniques,” *Can. J. For. Res.*, vol. 45, no. 7, pp. 783–792, 2015.
- [6] M. Gonzalez, “AESA recuerda las limitaciones en el uso recreativo de drones pero ¿qué dice la ley?” [Online]. Available: <http://www.xataka.com/drones/cuidado-al-pilotar-tu-dron-alejate-de-zonas-pobladas-y-de-las-aglomeraciones-de-gente>. [Accessed: 15-Jun-2016].
- [7] A. Neil, “La nueva normativa sobre drones estudia permitir su vuelo en zonas urbanas.” [Online]. Available: <http://www.efefuturo.com/noticia/normativa-drones-espana/>. [Accessed: 15-Jun-2016].
- [8] NASA, “No Title.” [Online]. Available: <http://landsat.gsfc.nasa.gov>. [Accessed: 15-Apr-2016].
- [9] Wikipedia, “Hiperespectral.” [Online]. Available: <https://es.wikipedia.org/wiki/Hiperespectral>. [Accessed: 15-Jun-2016].
- [10] Wikipedia, “Cámara térmica.” [Online]. Available: https://es.wikipedia.org/wiki/C%C3%A1mara_t%C3%A9rmica. [Accessed: 15-Jun-2016].
- [11] Wikipedia, “LiDAR.” [Online]. Available:



- <https://es.wikipedia.org/wiki/LIDAR>. [Accessed: 15-Jun-2016].
- [12] Wikipedia, “Configuración alar.” [Online]. Available: https://es.wikipedia.org/wiki/Configuraci%C3%B3n_alar. [Accessed: 15-Jun-2016].
- [13] A. Lennon, *Basics of R/C Model Aircraft Design*. Ridgefield: Air Age Inc, 2002.
- [14] O. Liang, “RC Radio Types: PWM, PPM, SBus, DSM2, DSMX, SUMD.” [Online]. Available: <https://oscarliang.com/pwm-ppm-sbus-dsm2-dsmx-sumd-difference/>. [Accessed: 15-Jun-2016].
- [15] A. Dev Team, “Flight Modes.” [Online]. Available: <http://ardupilot.org/plane/docs/flight-modes.html>. [Accessed: 15-Jun-2016].
- [16] Wikipedia, “RTK (navegación).” [Online]. Available: [https://es.wikipedia.org/wiki/RTK_\(navegaci%C3%B3n\)](https://es.wikipedia.org/wiki/RTK_(navegaci%C3%B3n)). [Accessed: 15-Jun-2016].
- [17] Sircana, “Formula to calculate distance from antennas gains.” [Online]. Available: <http://fpvlab.com/forums/showthread.php?4683-Formula-to-calculate-distance-from-antennas-gains>. [Accessed: 15-Jun-2016].
- [18] “Diseño de un entrenador RC, estabilizadores, centrado y motorización.” [Online]. Available: <https://gatovolante.wordpress.com/2015/07/27/disenodeunentrenadorrcestabilizadorescentradoymotorizacion/>. [Accessed: 15-Jun-2016].
- [19] “REGLAS BÁSICAS: DISEÑO DE UN AVIÓN ELÉCTRICO.” [Online]. Available: <http://www.icmm.csic.es/jaalonso/velec/dise.htm>. [Accessed: 15-Jun-2016].
- [20] I. H. Abbott and A. E. Von Doenhoff, *Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil data*. New York: Dover Publications, Inc, 1959.
- [21] Sancarrero, “Teoría para motorizar avión eléctrico.” [Online]. Available: <http://rcparatodossancarrero.blogspot.com.es/2012/08/teoriaparamotorizaravionelectrico.html>. [Accessed: 15-Jun-2016].
- [22] D. P. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, Second. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 1992.
- [23] D. Communier, M. F. Salinas, O. Carranza Moyao, and R. M. Botez, “Aero structural modeling of a wing using CATIA V5 and XFLR5 software and experimental validation using the Price- Païdoussis wing tunnel,” *AIAA Atmos. Flight Mech. Conf.*, 2015.
- [24] M. Á. Muñoz, “ESTABILIDAD.” [Online]. Available:



<http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV16.html>. [Accessed: 15-Jun-2016].

- [25] A. Deperrois, "About stability analysis using XFLR5." 2010.
- [26] G. A. Kaepf, C. M. Kucelko, and P. J. Schu, "Optimization of Expanded Polypropylene Foam Coring to Improve Bumper Foam Core Energy Absorbing Capability," pp. 1–7, 1995.
- [27] A. Deperrois, "Results vs Predictions," 2009.
- [28] E. E. D. Delarze and E. M. P. Reyes, "Análisis Numerico De La Estabilidad Y Control De Una Aeronave No Tripulada," vol. XXII, pp. 1135–1149, 2003.





REFERENCIAS GENERALES CONSULTADAS (Comprobadas 15/6/2016)

Foros utilizados para aprender los componentes de aeromodelismo:

www.miliamperios.com

www.diydrones.com

Tiendas donde se han comprado los diferentes componentes, o el airframe del avión:

www.hobbyking.com

www.finwing.cn

www.pixhawk.com

Páginas utilizadas para configurar el piloto automático y descargar los Firmware:

www.ardupilot.org

www.vueloartificial.com

Páginas utilizadas para aprender a usar XFLR5:

www.XFLR5.com

<http://www.enavales.com>

Páginas de los sensores elegidos, y de donde se han extraído sus características:

www.canon.es

www.sony.es

<http://www.lightware.co.za>

<http://velodynelidar.com>

<http://www.parrot.com/es/companies/sequoia/>

<http://www.bayspec.com/>

<http://www.flir.com/>