

Máster Oficial Interuniversitario



UNIVERSIDAD
DE
CORDOBA

Representación y Diseño
en Ingeniería y Arquitectura

ual
uco
uma

Trabajo Fin de Máster

Diseño de las estructuras de un octocóptero con disposición de motores radial coplanarios y coaxiales

Manuel
CABRERA PÉREZ

Curso | 2016-2017
Convocatoria | Septiembre

Director/es:

Fernando CARVAJAL RAMÍREZ
Francisco AGÜERA VERA

Índice

1	Introducción.....	6
1.1	Objetivos.....	11
2	Materiales y métodos.	12
2.1	Componentes electrónicos.	12
2.1.1	Motores y hélices.	12
2.1.2	Placa controladora.....	14
2.1.3	Placa controladora de vuelo.....	15
2.1.4	Placa controladora de navegación.....	16
2.1.5	Receptor de señal GPS.....	16
2.1.6	Servomotores.	17
2.1.7	Receptor de 10 canales.....	17
2.1.8	Emisor señal de vídeo.....	18
2.1.9	Soporte para cámara fotográfica (gimbal).....	18
2.1.10	Cámara fotográfica	19
2.1.11	Batería	20
2.2	Resumen de componentes electrónicos.....	21
2.3	Métodos.....	22
2.3.1	Diseño de los prototipos de estructuras.....	22
2.3.2	Cálculo de los parámetros de las hélices	25
2.3.3	Cálculo de esfuerzos en la estructura.....	27
2.3.4	Cálculo de la autonomía de vuelo	30
3	Resultados	33
3.1	Envergadura teórica de la estructura	33
3.2	Parámetros máximos teóricos de las hélices	33
3.3	Esfuerzos y tensiones sufridas por la estructura.....	33
3.4	Diseño de la estructura	34
3.4.1	Estructura OCTO + / OCTO X.....	34
3.4.2	Estructura OCTO X8	37
3.5	Peso teórico total del octocóptero	40
3.6	Tiempo de vuelo	41
4	Discusión.	42
5	Conclusiones.....	44
6	Agradecimientos.....	45
7	Referencias.....	46



Índice de figuras

FIGURA 1. CLASIFICACIÓN DE LOS DRONES POR TAMAÑO Y PESO	6
FIGURA 2. TIPOS DIFERENTES DE DRONES AÉREOS	7
FIGURA 3. ÁREAS POTENCIALES DE APLICACIONES EN TAREAS DE TOPOGRAFÍA DE SISTEMAS UAVS	8
FIGURA 4. X-4 FLYER MARK III DESARROLLADO POR LA UNIVERSIDAD NACIONAL AUSTRALIANA	9
FIGURA 5. DRON DE CUATRO ROTORES CON UNA ESTRUCTURA INSPIRADA EN LAS ALAS DE LOS INSECTOS	10
FIGURA 6. DIAGRAMA ESQUEMÁTICO DE LOS COMPONENTES ELECTRÓNICOS DEL OCTOCÓPTERO.	12
FIGURA 7. MOTOR ALTIGATOR BL A5050.....	13
FIGURA 8. HÉLICE APC 16" x 5,5"	14
FIGURA 9. PLACA CONTROLADORA MIKROKOPTER BL-CTRL V3.0	15
FIGURA 10. PLACA CONTROLADORA DE VUELO FLIGHT CTRL V2.5.....	15
FIGURA 11. PLACA CONTROLADORA DE NAVEGACIÓN NAVICTRL V2.0	16
FIGURA 12. RECEPTOR GPS MKGPS V2.1.....	17
FIGURA 13. SERVOMOTORES TREN DE ATERRIZAJE	17
FIGURA 14. RECEPTOR TURNIGY IA10	18
FIGURA 15. TRANSMISOR DE VÍDEO IMMERSIONRC 700MW	18
FIGURA 16. GIMBAL GEOCALLA G4-3D	19
FIGURA 17. SENSOR MULTIESPECTRAL SEQUOIA.....	19
FIGURA 18. BATERÍA 4S1P 14,8V 10.000MAH 25C	20
FIGURA 19. CONFIGURACIONES CONVENCIONALES DE OCTOCÓPTEROS	23
FIGURA 20. OCTOCÓPTERO SERVICIO PERIFÉRICO DE I+D BASADO EN DRONES DE LA UAL.....	23
FIGURA 21. ESTRUCTURA HOBBYKING X930	24
FIGURA 22. APLICACIÓN DEL TEOREMA DE LOS SENOS	25
FIGURA 23. EMPUJE DE ROTORES COAXIALES.....	27
FIGURA 24. REACCIONES EN UNA VIGA SIMPLE EN VOLADIZO. CARGA PUNTUAL EN EL EXTREMO.	28
FIGURA 25. CARACTERÍSTICAS GEOMÉTRICAS TUBOS CUADRADOS ALUMINIO	30
FIGURA 26. CURVA DE CONSUMO-EMPUJE GENERADO. MOTOR ALTIGATOR A5050.....	31
FIGURA 27. VISTA ISOMÉTRICA DEL OCTOCÓPTERO OCTO + / OCTO X	34
FIGURA 28. VISTAS PRINCIPALES DEL OCTO + / OCTO X	34
FIGURA 29. MEDIDAS PRINCIPALES DEL OCTO + / OCTO X	35
FIGURA 30. VISTA ISOMÉTRICA DEL OCTOCÓPTERO OCTO X8	37
FIGURA 31. VISTAS PRINCIPALES DEL OCTO X8	37
FIGURA 32. MEDIDAS PRINCIPALES DEL OCTO X8	38
FIGURA 33. INTENSIDADES CONSUMIDAS	41



Índice de tablas

TABLA 1. RESUMEN DE COMPONENTES ELECTRÓNICOS DEL OCTOCÓPTERO	21
TABLA 2. COMPARACIÓN ENTRE DIFERENTES TIPOS DE MATERIALES	22
TABLA 3. PROPIEDADES ALEACIÓN DE ALUMINIO EN AW 6063 T5	30
TABLA 4. ENVERGADURA TEÓRICA DE LA ESTRUCTURA	33
TABLA 5. PARÁMETROS MÁXIMOS TEÓRICOS DE LAS HÉLICES.....	33
TABLA 6. ESFUERZOS Y TENSIONES SUFRIDAS POR LOS BRAZOS DEL DRON	33
TABLA 7. RESUMEN DE COMPONENTES ESTRUCTURA OCTO + / OCTO X	36
TABLA 8. RESUMEN DE COMPONENTES ESTRUCTURA OCTO X8	39
TABLA 9. PESO FINAL OCTOCÓPTERO SEGÚN CONFIGURACIÓN DE MOTORES.....	40
TABLA 10. TIEMPO DE VUELO PARA EL OCTO + / OCTO X Y OCTO X8	41



Resumen.

La aparición de los vehículos aéreos no tripulados, UAV (Unmanned Aerial Vehicle), también conocidos como drones, han facilitado la operatividad de aplicaciones que dependían en gran medida de vuelos realizados con vehículos aéreos tripulados o satélites.

La rápida evolución de la tecnología involucrada en la construcción de estos sistemas, conjuntamente con la facilidad de adquisición de los componentes electrónicos, posibilita la fabricación personalizada de drones para tareas específicas.

El presente Trabajo Fin de Máster (TFM) tiene como objetivo principal, el cálculo y dimensionamiento de la estructura portante y resistente de un dron de ocho motores, realizando la evaluación de alternativas y considerando como variables de diseño el peso propio del dron, carga máxima, parámetros de funcionamiento de los motores y autonomía de vuelo.

Los resultados obtenidos muestran que la disposición radial de motores coplanaria es más eficiente y consigue una mayor autonomía de vuelo que la disposición de motores coaxial, aunque el peso final del dron con motores coaxiales es menor.

Palabras clave.

Octocóptero, diseño, estructura, coaxial.



Abstract.

The rise of Unmanned Aerial Vehicle (UAV), also known as drone, has made easier many operations which were highly dependent on manned vehicles or satellites flights.

The fast development of the technology used for producing these systems, in addition to the easiness to get off the shelf components, has made possible the production of custom-made drones.

The aim of this work is the design of an octocopter frame, assessing the alternatives and taking in consideration as design variables, weight, payload, motor parameters and flight time.

Results show that X-OCTO configuration is more efficient, therefore it can hover for a long time than the coaxial configuration although, the coaxial configuration is lighter.

Key words.

Octocopter, design, frame, coaxial.



1 Introducción.

La aparición de los vehículos aéreos no tripulados, UAV (Unmanned Aerial Vehicle), también conocidos como drones, han facilitado la operatividad de aplicaciones que dependían en gran medida de vuelos realizados con vehículos aéreos tripulados o satélites.

Los avances en la fabricación, navegación, capacidades de control remoto y sistemas de almacenamiento de energía, han hecho posible el desarrollo de un amplio espectro de drones, los cuales pueden ser empleados en una variedad de situaciones, donde el acceso de hombre es difícil, imposible o peligroso (Hassanalian y Abdekefi, 2017).

Los drones son clasificados bajo diferentes criterios, que se extienden desde su uso, peso, tamaño, distancias y altitud de vuelo, hasta el tipo de motor. La figura 1, muestra una clasificación por la envergadura y peso del dron. El amplio rango de los sistemas no tripulados, comprende desde drones de 61 metros de longitud hasta las conocidas como "Smart Dusts" (SD) que son redes inalámbricas de minúsculos sensores microelectromecánicos.

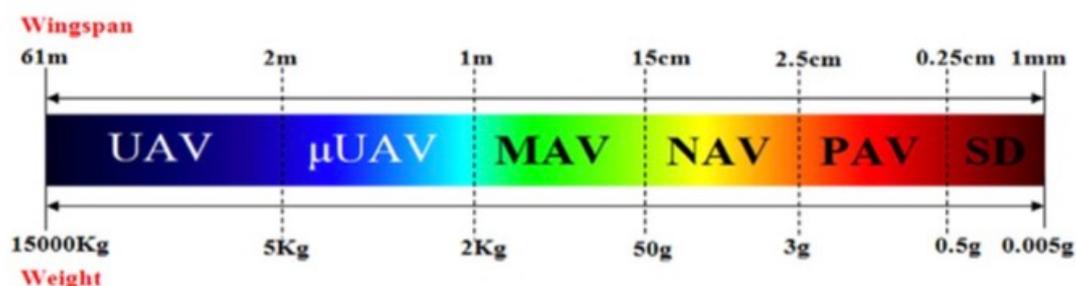


Figura 1. Clasificación de los drones por tamaño y peso

Dentro de cada categoría subsisten una gran variedad de subgrupos, clasificaciones según la forma de aterrizaje y despegue (vertical u horizontal), tipo de ala (fija o rotatoria), posición y número de rotores. Algunos de los subgrupos son compartidos en varias categorías. (Hassanalian y Abdekefi, 2017) realizan la clasificación que se muestra en la figura 2. En ella podemos observar que los drones comerciales más conocidos popularmente, drones de ala rotatoria con 4, 6 u 8 rotores, quedan englobados en la categoría MAV.

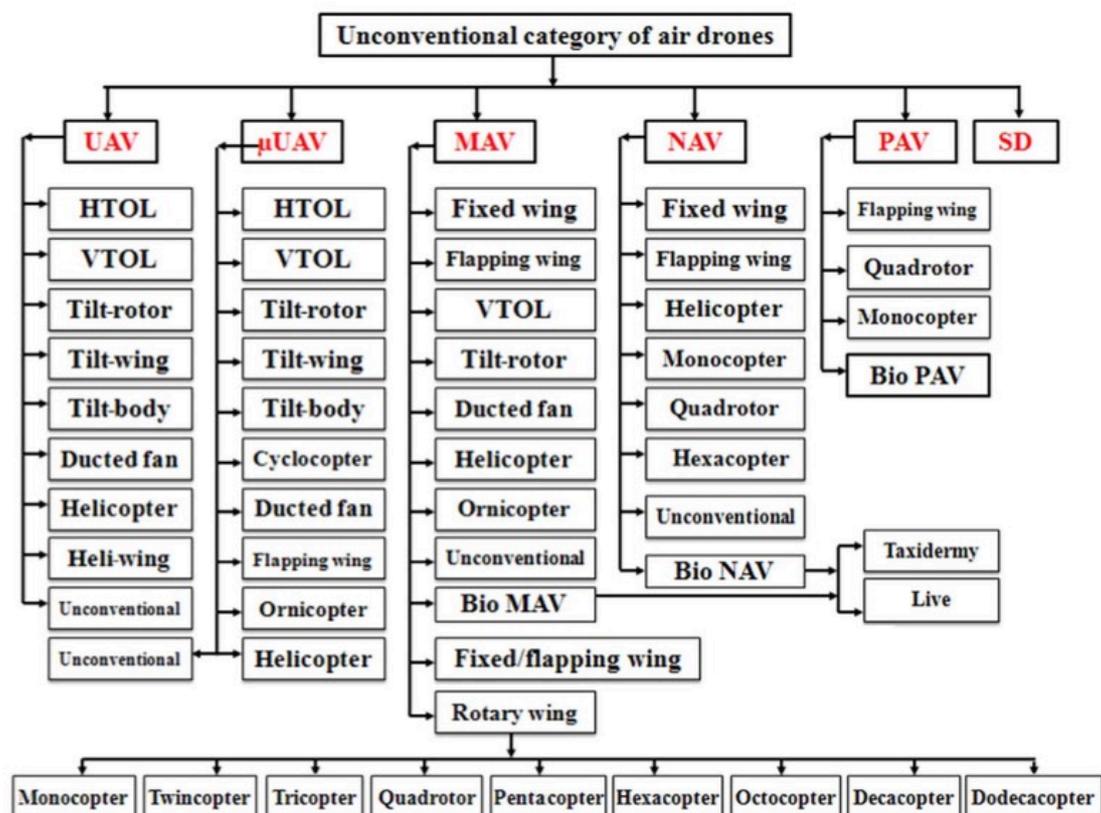


Figura 2. Tipos diferentes de drones aéreos

La Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA), define dron como una aeronave pilotada por control remoto, siempre que su uso sea comercial o profesional. Cuando el uso de estas aeronaves tiene exclusivamente un fin deportivo o de recreo son consideradas Aeromodelos, y se rigen bajo la normativa de éstos. La clasificación actual solo distingue aeronaves de hasta 25kg y más de 25 kg de peso en despegue. Según esta clasificación, es exigible el cumplimiento de unos requisitos para poder volar en el exterior.

Los sistemas UVAs de múltiples rotores se postulan como herramientas muy eficientes y de bajo coste para el transporte de sensores de captación de información de objetos situados sobre la superficie terrestre. Desde 2010 los drones de múltiples rotores han sido utilizados crecientemente como una herramienta para la investigación del medio ambiente. La habilidad para tomar fotografías de alta resolución, aumentan su importancia en investigaciones a pequeña escala.

Estos sistemas son usados para recoger imágenes de alta resolución y posteriormente calcular índices visibles de vegetación (Rasmussen y col., 2013; Pérez-Ortiz y col., 2015; Vega y col., 2015 citados en (Anweiler y Piwowarski, 2017)). Drones comerciales son usados mediante control remoto para la monitorización de la biomasa de cultivos (Jannoura y col., 2015 citado en (Anweiler y Piwowarski, 2017)). Recientemente se han realizado aplicaciones con drones de múltiples rotores para la



gestión del estrés hídrico en la agricultura (Gago y col., 2015 citado en (Anweiler y Piwowarski, 2017)).

La figura 3 (Siebert y Teizer, 2014), muestra como la fotogrametría llevada a cabo mediante sistemas UAVs, nos permite realizar tareas, donde existía un vacío entre otros sistemas.

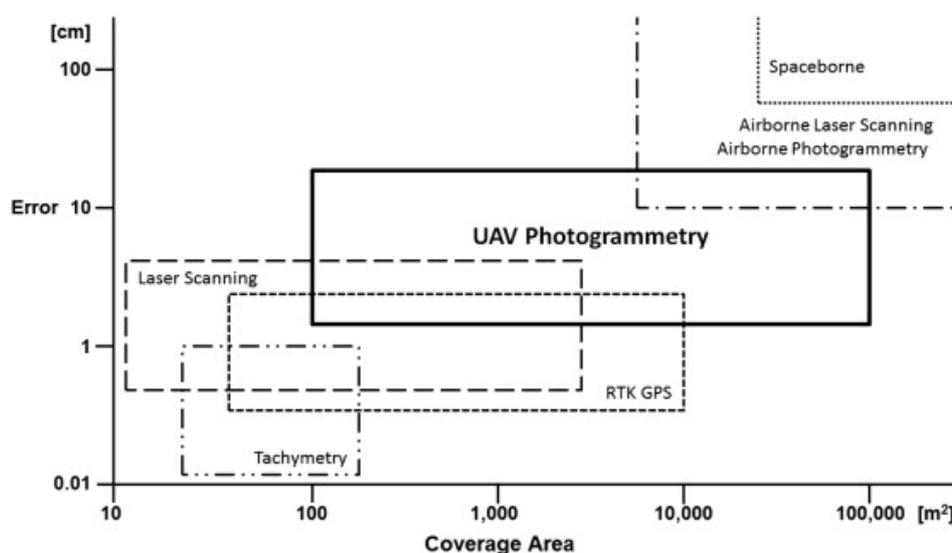


Figura 3. Áreas potenciales de aplicaciones en tareas de topografía de sistemas UAVs

Algunas de las ventajas de los sistemas UAVs con respecto a los sistemas aéreos tripulados son: la flexibilidad de vuelo que ofrecen y el bajo coste de adquisición de imágenes de alta resolución empleando cámaras digitales no métricas. (Pérez y col., 2013) demuestran, empleando un dron comercial de 4 rotores como plataforma aérea para una cámara digital y software fotogramétrico de bajo coste, que se pueden obtener productos fotogramétricos, como ortoimágenes y Modelos Digitales de Elevaciones (MDE), con una precisión más que aceptable, para su utilización en proyectos de ingeniería y geomorfológicos.

Sin embargo, no todos los drones comerciales se pueden emplear para investigaciones en el campo de la fotogrametría. (Vijay y Nathan, 2017) señalan que la mayoría de los drones comerciales entre 5 y 350 gramos, no disponen de los sensores necesarios ni de los procesadores requeridos para el vuelo autónomo. Muchos de estos drones no tienen la autonomía de vuelo requerida para realizar vuelos de más de 5 minutos. Una mayor autonomía de vuelo significa el empleo de baterías con mayor capacidad de almacenamiento, aumentando, por tanto, la relación de peso de las baterías con respecto al peso bruto del dron.

(Pounds y col., 2010) identifican las carencias de los drones de cuatro rotores empleados en investigaciones, drones de menos de 3 kg y con capacidad de carga de cientos de gramos, y proponen unas mejoras para estabilizar el vuelo del X-4 Flyer Mark III, de 4 kg de peso y capacidad de carga de 1 kg, que pretendía ser prototípico



de drones comerciales útiles, desarrollado por la Universidad Nacional Australiana, figura 4.



Figura 4. X-4 Flyer Mark III desarrollado por la Universidad Nacional Australiana

En la última década, se pone de manifiesto el interés por estas plataformas populares, normalmente drones de cuatro rotores. (Hoffmann y col., 2007) realizan una investigación sobre el control de vuelo de estas plataformas, analizando tres efectos aerodinámicos separados que atañen el control de vuelo, debidos a la velocidad del vehículo, el ángulo de ataque y el diseño de la estructura. (Farias Filho y col., 2016) presentan un modelo matemático de la dinámica de un dron de cuatro rotores, usando el método de Newton-Euler. Además, proponen dos bancos de pruebas para identificar los parámetros de los motores conjuntamente con las hélices y los momentos de inercia. (Sohail y col., 2017) muestra cómo llevar a cabo operaciones avanzadas de estabilización, comportamiento autónomo de una manera simple, control mediante gestos de las manos vía sensores Kinect, grabación de vídeo con detección de caras, de un dron de cuatro rotores.

La posibilidad del montaje personalizado de estas plataformas, las hace aún más atractivas para los investigadores, además, las aplicaciones de estas plataformas se introducen en campos de muy diversa índole.

(Joo Er y col., 2013) realizan un prototipo de dron con ocho rotores para la competición SAFMC (Singapore Amazing Flying Machine Competition). El prototipo es construido con componentes a la venta al público, se emplea materiales como el aluminio o carbono para la estructura. Sistemas de estéreo visión y Kinect, son testeados para tener observaciones del movimiento de translación y angular del dron.

Drones del tamaño de un bolsillo, con brazos auto desplegados contruidos con técnicas origami (Mintchev y col., 2015) y que pueden ir equipados con una cámara de vídeo, emitir imágenes y sonidos en tiempo real, actuar como un "ojo volador" en situaciones de reconocimiento para los rescatadores (Mintchev y Floreano, 2016).

Plataformas inspiradas en estrategias biomecánicas de las alas de los insectos resistentes a las colisiones son propuestas por (Mintchev y col., 2017), figura 5.

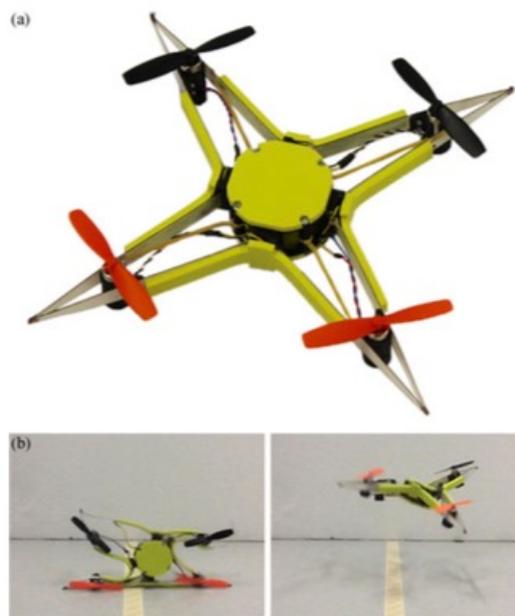


Figura 5. Dron de cuatro rotores con una estructura inspirada en las alas de los insectos

En el área de la construcción de estructuras, se proponen prototipos de drones capaces de portear cargas de 40 kg y ejecutar construcciones simples como estructuras de bloques de mampostería (Latteur y col., 2016).

Diseñar y seleccionar los componentes adecuados para la construcción de un dron, puede ser una tarea ardua, de manera que obtengamos el mayor rendimiento posible de vuelo. (Magnussen y col., 2014) presentan un proceso de optimización del diseño de un dron, eligiendo un set de componentes electrónicos y restringiendo las opciones a este hardware. Definen el problema de optimización como programación lineal entera-mixta (MILP) y resolviendo con el software IBM ILOG CPLEX, obtienen configuraciones de drones óptimas según el criterio seleccionado. Encontramos incluso, aplicaciones informáticas para que usuarios no expertos en el diseño de drones puedan generar un prototipo con configuraciones no estándares (Du y col., 2016). El empleo de Algoritmos Evolucionarios Multi-Objetivo (MOEAs) en el diseño de elementos aerodinámicos de drones (Lee, Periaux y col., 2012), indica el grado de desarrollo de los sistemas UAVs.

La existencia en el mercado de drones comerciales, que están enfocados a aplicaciones de fotografía aérea, grabación de vídeos o entretenimiento, facilita que estos puedan ser empleados en la captura de imágenes de alta resolución en investigaciones de variada temática, sin realizar modificaciones de importancia en su hardware o software. Sin embargo, dada la facilidad de adquisición de los componentes necesarios para el montaje de estos sistemas, es evidente que se

desarrollen drones personalizados, que cumplan una serie de requisitos establecidos según las aplicaciones a desarrollar. En este supuesto, podemos incluir drones con una mayor capacidad de carga que los drones comerciales, que dispongan de una mayor autonomía de vuelo o que transporten equipos específicos y, por tanto, que dispongan de sistemas de fijación adaptados a estos equipos.

1.1 Objetivos.

El presente Trabajo Fin de Máster (TFM) tiene como objetivo principal, el cálculo y dimensionamiento de la estructura portante y resistente de un dron de ocho motores, realizando la evaluación de alternativas y considerando como variables de diseño el peso propio del dron, carga máxima, parámetros de funcionamiento de los motores y autonomía de vuelo.

Para la consecución de los objetivos principales, necesitamos diseñar una estructura portante de los componentes electrónicos o base. A esta base estarán fijados los brazos en cuyos extremos se ubicará el sistema de propulsión (motores y hélices).

Además, la estructura del dron debe contar con un alojamiento para la batería y un tren de aterrizaje o sistema de sustentación.

Por último, debido a que el dron será empleado en investigaciones del Departamento de Ingeniería en aplicaciones fotogramétricas, tanto, en el campo de la agricultura de precisión y sistemas de información geográfica, irá equipado con un soporte para cámaras llamado "gimbal" que posee tres grados de libertad, correspondientes al control del pitch, roll y yaw de la cámara montada sobre dicho soporte. Esto permitirá realizar fotografías de alta resolución en cualquier ángulo con respecto del plano de superficie en el cual se encuentra el objeto de estudio o de forma cenital en la fotografía clásica. Por tanto, será necesario realizar el diseño de la base que irá fijada a la estructura principal del dron y que servirá de sustentación para el gimbal.



2 Materiales y métodos.

2.1 Componentes electrónicos.

El diagrama básico de los componentes electrónicos que componen el octocóptero, queda reflejado en la figura 6. Estos componentes electrónicos han sido adquiridos por el Servicio Periférico de I+D basado en Drones de la Universidad de Almería (www.ual.es/drones). El criterio de elección se ha basado en el conocimiento adquirido durante el diseño de drones de similares características.

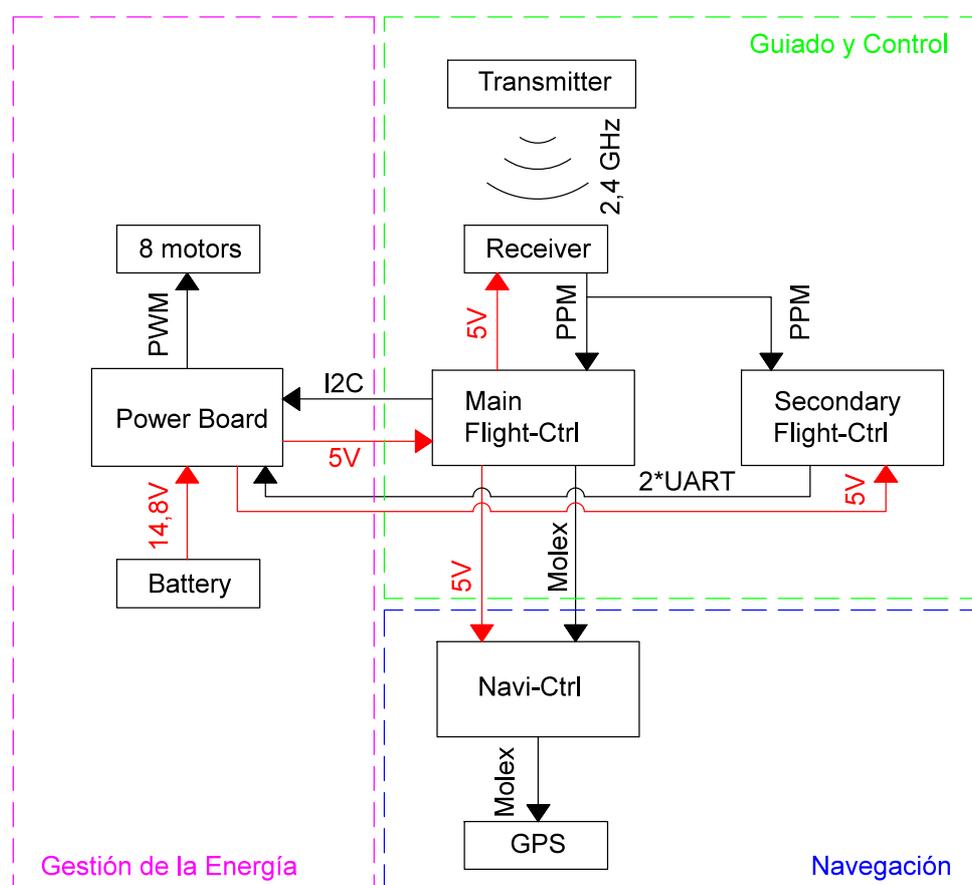


Figura 6. Diagrama esquemático de los componentes electrónicos del octocóptero.

Los componentes están divididos en las partes: Gestión de la energía, guiado y control y navegación. Las conexiones en negro indican comunicaciones y las conexiones en rojo indican suministro de energía

2.1.1 Motores y hélices.

El sistema de propulsión más popular entre las plataformas UAVs son los motores eléctricos, dada su fiabilidad, alta eficiencia y capacidad de control. Aunque,



también son empleado motores de explosión, estos introducen muchas vibraciones, sin embargo, pueden llegar a tener más autonomía de vuelo.

Hoy en día, existen dos tipos de motores eléctricos que son usados en drones, concretamente, motores con escobillas y sin escobillas. Los motores sin escobillas de corriente continua son más pequeños y ligeros que los que poseen escobillas, por tanto, son considerados más apropiados. En estos motores no existe un núcleo de hierro y los imanes son colocados en la bobina, lo que los hace más ligeros, pequeños y sin pérdidas debidas al rozamiento de escobillas, que se refleja en una mayor eficiencia (Hassanalian y Abdekefi, 2017).

El octocóptero emplea 8 motores ALTIGATOR de corriente continua sin escobillas modelo A5050, figura 7, que son controlados por la placa controladora que envía una señal de tres fases PWM. La potencia de cada motor es de 1160 W.

Las características principales del motor son:

- KV = 430 min⁻¹/V
- Alimentación = 7,4 – 22,2 V
- I máxima = 52,4 A
- Potencia = 1160 W
- Rendimiento = 4,03 g/W
- Dimensiones (alto x Ø) = 48 x 49 mm
- Peso = 245 g



Figura 7. Motor Altigator BL A5050

Las hélices están fabricadas en nailon por APC (<https://www.apcprop.com>), modelo APC15055MRP, figura 8, con unas dimensiones de 16''x 5,5'' (diámetro x inclinación). El peso de cada unidad es de 44 g. Se disponen 4 hélices con configuración para sentido de giro en sentido horario y 4 hélices con configuración para sentido anti horario.



Figura 8. Hélice APC 16" x 5,5"

2.1.2 Placa controladora.

La placa controladora está fabricada por Mikrokopter (<http://www.mikrokopter.de>), correspondiendo al modelo BL-Ctrl v3.0. Esta placa está compuesta por dos placas de circuitos impresos (PCB), con cuatro controladores electrónicos de velocidad (ESC) por cada placa, disipador de temperatura y un segundo bus de datos que permite una configuración de redundancia con dos controladoras de vuelo (Flight Control). La BL-Ctrl v3.0 permite la mejora de la estabilidad del vuelo y del consumo de energía.

Algunas de sus características principales son:

- Voltaje: 10 a 30 V (3-7S Lipo)
- Intensidad: hasta 60A por controlador con apropiada refrigeración. Testada hasta 240A en suma total de los 8 controladores.
- Limitación de intensidad y temperatura.
- Sistema de recuperación de energía cuando decelera la hélice, esta energía vuelve a la batería, estimado en un 10-15% de energía devuelta a la batería, lo que implica unos vuelos de mayor duración.
- Dimensiones: 130x130x30 mm



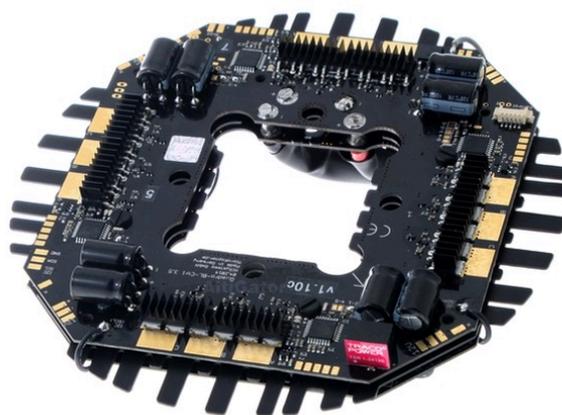


Figura 9. Placa controladora Mikrokopter BL-Ctrl v3.0

2.1.3 Placa controladora de vuelo.

La placa controladora de vuelo, figura 10, es la placa principal del dron. Todos los sensores requeridos y el microcontrolador están en esta placa. El octocóptero emplea dos placas controladoras de vuelo fabricadas por Mikrokopter (<http://www.mikrokopter.de>) modelo Flight Ctrl v2.5. Una de las placas controladoras se configura como redundante y actúa en paralelo a la principal.

Esta placa también está equipada con salidas para controlar servomotores, como los del tren de aterrizaje o los movimientos de giro del soporte "gimbal" para una cámara de vídeo o fotográfica.

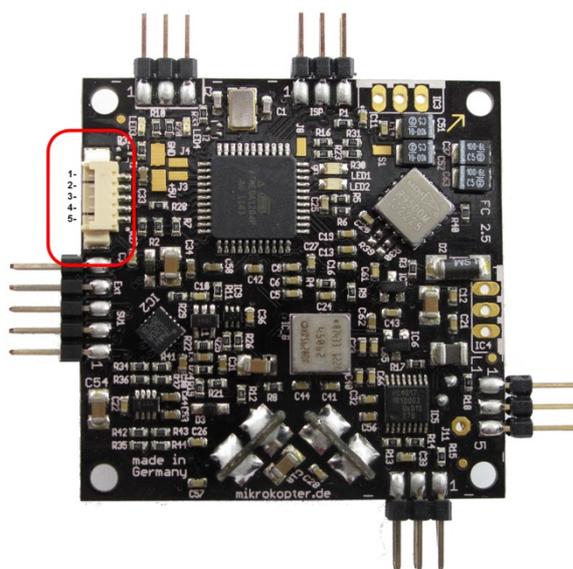


Figura 10. Placa controladora de vuelo Flight Ctrl v2.5

2.1.4 Placa controladora de navegación.

La placa controladora de navegación permite aumentar las posibilidades de vuelo del dron. Esta placa consta de una brújula magnética, tres giroscopios correspondientes a los ángulos de giro de los ejes principales del dron (Roll, Pitch y Yaw) y tres acelerómetros, uno por cada eje de giro. Además, cuenta con la posibilidad de conexión de un sistema GPS. El octocóptero cuenta con una placa fabricada por Mikrocopter (<http://www.mikrokopter.de>) modelo NaviCtrl v2.0, figura 11.

El sistema GPS aumenta las funciones de vuelo como, por ejemplo, la función de mantener la posición en un punto, la función vuelta a casa y la planificación de rutas de vuelo.



Figura 11. Placa controladora de navegación NaviCtrl v2.0

2.1.5 Receptor de señal GPS.

El receptor de señal GPS elegido es el MK GPS v2.1, figura 12, fabricado por Mikrocopter (<http://www.mikrokopter.de>). Cuenta con una antena pasiva.



Figura 12. Receptor GPS MKGPS v2.1

2.1.6 Servomotores.

El tren de aterrizaje del dron está activado por dos servomotores retráctiles, figura 13, distribuidos por HobbyKing (<https://hobbyking.com>). Estos servomotores trabajan a una tensión de 4,5-7,4V, soportan un peso de 10-12 kg. El peso de cada unidad es de 96 g.



Figura 13. Servomotores tren de aterrizaje

2.1.7 Receptor de 10 canales.

El receptor de las señales emitidas por el emisor de radio control está fabricado por Turnigy (<http://www.turnigy.com>) modelo iA10 10CH 2,4GHz. AFHDS 2ª, figura 14. Las dimensiones son: 47 x 33 x 15 mm y un peso de 30g.





Figura 14. Receptor Turnigy iA10

2.1.8 Emisor señal de vídeo.

La señal de vídeo será emitida desde el dron hasta el dispositivo de recepción (portátil, tableta o smartphone), mediante un emisor fabricado por ImmersionRC (<https://www.immersionrc.com>), modelo NexwaveRF 700mW 2,4GHz, figura 15. Las dimensiones son: 57 x 23 x 12 mm y un peso de 18g.



Figura 15. Transmisor de vídeo ImmersionRC 700mW

2.1.9 Soporte para cámara fotográfica (gimbal).

El gimbal es un soporte que permite el giro de un objeto, en nuestro caso una cámara fotográfica, sobre sus ejes ortogonales (roll, pitch y yaw), tomando como centro de estos ejes el centro de gravedad de la cámara. Las funciones en la



fotografía aérea son la estabilización de la orientación de la cámara, para ello el gimbal dispone de sensores giroscópicos, o simplemente realizar el seguimiento de un objeto en movimiento orientando la cámara de manera manual.

La figura 16, muestra un gimbal fabricada por Geocalla modelo G4-3D, de 3 ejes con equipada con motores brushless compatible con cámaras como la GoPro, Turnigy o Isaw (<https://hobbyking.com>). El peso del gimbal es de 385g.



Figura 16. Gimbal Geocalla G4-3D

2.1.10 Cámara fotográfica

Existen en el mercado gran cantidad de cámara fotográficas con sensores multispectrales. La cámara Sequoia fabricada por Parrot (<https://www.parrot.com>), se postula como uno de los sensores más empleados para las plataformas UVAs, especialmente en el ámbito de la Agricultura de Precisión, dada su calidad de imágenes, tamaño y peso reducido. La figura 17 muestra el sensor multispectral Sequoia.



Figura 17. Sensor multispectral Sequoia

2.1.11 Batería

Las baterías que se emplean en los drones son del tipo LiPo (Litio Polímero), la mayor ventaja a la hora de emplear este tipo de baterías es su reducido peso, en comparación con la capacidad de carga y la alta velocidad de descarga que poseen.

Las baterías LiPo están formadas por celdas de 3,7 V cada una. Las configuraciones de estas celdas nos indica el voltaje de la batería, por ejemplo, una configuración 3s, indica que dispone de tres baterías en serie, con lo cual, dispondremos de un voltaje de 11,1 V. De este factor dependerá el empuje del motor.

Otro parámetro a tener en cuenta es la capacidad, medido en mAh. Sin embargo, la velocidad de descarga, indicada por un número seguido de la letra C en la batería, nos informa de la intensidad máxima que puede entregar la batería, por ejemplo, una batería con capacidad de 5000mAh y una velocidad de descarga de 20C, suministra una intensidad máxima de 100A (20C x 5A). Lógicamente cuanto mayor intensidad de descarga menor tiempo de autonomía de vuelo, para el ejemplo anterior a máxima intensidad de descarga la batería tendría una autonomía de vuelo de 3 minutos (300 A/min dividido entre 100A).

Se ha seleccionado una batería LiPo 4S1P 14,8V 25C (<https://drones.altigator.com>), figura 18. Con una capacidad de 10.000 mAh, capaz de suministrar una intensidad máxima de descarga de 250 A.



Figura 18. Batería 4S1P 14,8V 10.000mAh 25C

2.2 Resumen de componentes electrónicos.

La Tabla 1, muestra un resumen de los componentes electrónicos que componen el octocóptero más los componentes necesarios para la obtención de imágenes.

Los pesos adicionales de orden menor, como el cableado, elementos de unión, elementos aislantes y de montaje, serán contemplados aumentando en un 10% el peso total del dron.

Denominación	Dimensiones (mm)			Uds.	Peso (g)	Total (g)
	Largo	Ancho	Alto			
Motor	48	48	49	8	245	1960
Hélice	406,4		10	8	44	352
Placa controladora	130	130	30	1	300	300
Placa control vuelo	50	50	5	2	27	54
Placa control navegación	50	50	5	1	27	27
GPS	50	50	15	1	31	31
Servomotores	93	51	31	2	96	192
Receptor emisora	47	33	15	1	30	30
Emisor vídeo	57	23	12	1	90	90
Gimbal	120	95	95	1	385	385
Cámara fotográfica	59	41	28	1	72	72
Batería	170	40	50	1	1055	1055
					TOTAL	4548

Tabla 1. Resumen de componentes electrónicos del octocóptero



2.3 Métodos.

2.3.1 Diseño de los prototipos de estructuras

La estructura del dron necesita satisfacer múltiples requerimientos. Principalmente, necesita soportar los diferentes componentes del vehículo mientras se mantiene lo más liviana posible. Además, es necesario que resista los esfuerzos producidos por el empuje y momentos que generan los propulsores.

Los materiales generalmente empleados para la construcción de la estructura de los drones son: Aluminio, fibra de carbono, fibra de vidrio, madera, plásticos (PVC) y poliestireno extruido. Dependiendo del elemento estructural y de los criterios requeridos de resistencia, rigidez y peso, se eligen unos u otros materiales. También, se tienen en cuenta criterios como el coste y la facilidad para su manipulación (Hassanalian y Abdekefi, 2017).

La tabla 2 muestra una comparación entre los materiales comúnmente empleados en la construcción de la estructura de drones.

Material	Densidad (g/cm ³)	Límite elástico (psi)	Módulo de Young (MPa)	Método de fabricación	Precio
Aluminio	2,7	30.000	70.000	Forjado	Caro
Madera	0,8	550	10.000	Pegado adhesivo	Barato
Poliestireno	0,18	100	5.000	Corte con hilo caliente	Barato
Plásticos (PVC)	1,15	7000	3.000	Termoformado al vacío	Muy Barato
Fibra de carbono	1,78	100,000	50.000	Resina epoxy	Muy caro

Tabla 2. Comparación entre diferentes tipos de materiales

En éste TFM, atendiendo a criterios de resistencia, rigidez, coste y facilidad para su manipulación emplearemos tubo cuadrado normalizado de aluminio para los brazos que soportan los motores. La base del dron se fabricará en fibra de vidrio, dadas su baja densidad y propiedades de aislamiento eléctrico.

La figura 19 (<https://oscarliang.com>), muestra las disposiciones convencionales de los motores para drones de ocho rotores. El "OCTO +" y "OCTO X", corresponden a una disposición radial en la que los motores están en el mismo plano, estando su diferencia simplemente en que la dirección principal o Norte del dron se alinea con uno de los brazos en el tipo "OCTO +" y para el "OCTO X" se encuentra entre dos de sus brazos. La disposición "X8" corresponde a una disposición coaxial de los motores, es decir, las hélices están dispuesta una en la parte superior y otra en la parte inferior.



La mayor ventaja de estos tipos de disposiciones es la redundancia de motores, en caso de fallo de uno de ellos el dron podría realizar una maniobra de aterrizaje sin mayor dificultad. Las distribuciones radiales con los motores en el mismo plano tienen la desventaja de la gran envergadura que pueden alcanzar estas plataformas, sobre todo en nuestro caso que empleamos hélices de 16'' (40,64 cm). Para el caso de la disposición coaxial de los motores la envergadura se ve reducida, así como el peso de la estructura. En caso de fallo de uno de los motores la maniobra de aterrizaje es posible realizarla simplemente anulando el motor simétrico mediante un algoritmo de control (Tashreef col., 2016).

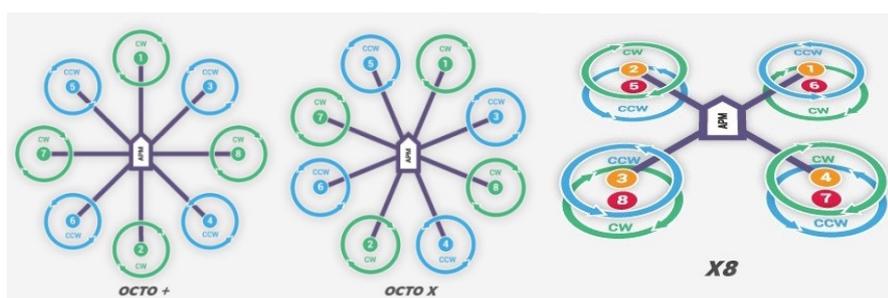


Figura 19. Configuraciones convencionales de octocópteros

Existen también otras posibles configuraciones de los brazos, figura 20. Aunque, los motores se sitúan en la misma posición que en la disposición OCTO X Esta disposición ha sido empleada con éxito en un dron empleado en distintas investigaciones llevadas a cabo por el Servicio Periférico de I+D basado en Drones de la Universidad de Almería (www.ual.es/drones). El mayor inconveniente de esta disposición es la dificultad que supone el transporte de este dron debido a sus dimensiones.

Las estructuras radiales posibilitan el diseño de brazos plegables, reduciendo de esta manera el tamaño del dron para su transporte.



Figura 20. Octocóptero Servicio Periférico de I+D basado en Drones de la UAL

Otros detalles a tener en cuenta en el diseño de la estructura del dron es la necesidad de que las cargas queden repartidas de manera simétrica, de esta manera, conseguiremos que el centro de gravedad del dron se aproxime a su centro geométrico de rotación. Además, la base de la estructura debe contar con huecos para permitir el paso del cableado desde los motores hacia la placa controladora y los talados necesarios para la fijación de los distintos componentes electrónicos.

En la figura 21, podemos observar el diseño de una estructura comercial (HobbyKing X930 Glass Fiber Octocopter) para un octocóptero. La envergadura es de 895 mm con posibilidad de instalar hélices de 10-12". Los materiales empleados son fibra de vidrio de 2 mm de espesor para la base y brazos de aluminio de tubo cuadrado de 1 mm de espesor. El peso de la estructura es de 916 g (<https://hobbyking.com>).



Figura 21. Estructura HobbyKing X930

La envergadura del dron, es sólo dependiente del número de motores y del diámetro de las hélices, figura 22. Aplicando el teorema de los senos, ecuación 1, obtenemos la longitud de la estructura, ecuación 2. Para el tipo OCTO X8 el número de rotores para el cálculo será de 4, pues la estructura es idéntica a un dron de 4 rotores.

Se tendrá en cuenta una separación mínima entre extremos de hélices de 30-50 mm para el tipo OCTO + y OCTO X.

$$\frac{\text{sen } d}{D} = \frac{\text{sen } a}{A} = \frac{\text{sen } b}{B} \quad (1)$$

$$L = D \frac{1}{\text{sen} \left(\frac{\pi}{N_a} \right)} \quad (2)$$

Donde:



L = Longitud de la estructura (m)

D = Diámetro de la hélice (m)

N_a = Número de motores

$\pi = 180^\circ$

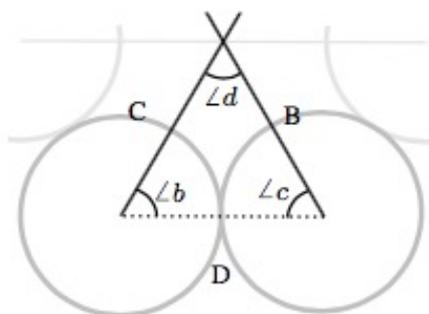


Figura 22. Aplicación del teorema de los senos

Emplearemos el software de diseño CAD en 3D de SOLIDWORKS® versión 2006 con licencia educativa facilitada por la Universidad de Almería, para el diseño de las estructuras del dron, así como para la valoración del peso de la misma.

El peso total del dron, suma de los componentes electrónicos y el prototipo de estructura diseñado será incrementado en un 10%, para tener en cuenta los cables de conexión de los distintos componentes electrónicos y la diferencia de peso teórica con la real de los elementos estructurales.

2.3.2 Cálculo de los parámetros de las hélices

El cálculo del empuje generado por las hélices se realiza de acuerdo a la ecuación 3, suministrada por el fabricante APC (APC Propellers, s.f.).

$$F_{emp} = \rho C_t n^2 D^4 \quad (3)$$

Donde:

F_{emp} = Fuerza de empuje (N)

ρ = Densidad del aire (kg/m^3)

C_t = Coeficiente de empuje de la hélice



n = velocidad angular de la hélice (rev/s)

D = Diámetro de la hélice (m)

El coeficiente C_t no es constante para cualquier rpm o velocidad, pero las variaciones son tan pequeñas que son desestimadas. El valor de C_t seleccionado es para velocidad cero a 1000 rpm ($C_t = 0,0897$).

La potencia generada por la hélice es calculada según la ecuación 4.

$$P_h = \rho C_p n^3 D^5 \quad (4)$$

Donde:

P_h = Potencia generada por la hélice (W)

ρ = Densidad del aire (kg/m³)

C_p = Coeficiente de potencia de la hélice

n = velocidad angular de la hélice (rev/s)

D = Diámetro de la hélice (m)

El coeficiente C_p no es constante, varía en función de la velocidad de giro de la hélice y la velocidad del dron, Sin embargo, las diferencias de los valores son despreciables. El valor de C_p seleccionado corresponde a una velocidad cero del dron y velocidad de giro de la hélice de 1000 rpm ($C_p = 0,0313$).

El momento generado por la hélice viene definida por la ecuación 5.

$$M_h = \frac{P_{emp}}{\omega} \quad (5)$$

Donde:

M_h = Momento generado por la hélice (Nm)

P_{emp} = Potencia generada por la hélice (W)

ω = velocidad angular (rad/s)

En el caso de motores coaxiales el empuje generado no se puede considerar como el doble del empuje generado por una hélice, debido a las turbulencias generadas por la hélice superior. (Otsuka y Nagatani, 2016) indican que para una hélice de 9,4'' empleada en los drones DJI Phantom2, la pérdida de empuje de la hélice inferior se cuantifica en un 49% con respecto a la superior girando éstas a la



misma velocidad. Además, esta diferencia de empuje de la inferior con respecto a la superior se mantiene casi constante, aunque se aumente la distancia entre los planos horizontales de las hélices, según se muestra en la figura 23.

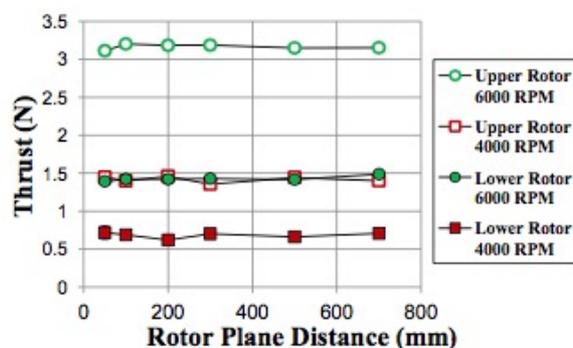


Figura 23. Empuje de rotores coaxiales

Para los cálculos de empuje en configuración coaxial de los rotores, tomaremos como empuje total 1,51 veces el empuje generado por una hélice.

En la disposición coaxial de los rotores, la hélice inferior gira en sentido contrario, de manera que se anulan los momentos generados debido al giro de las hélices.

La valoración de la potencia generada por cada hélice en configuración coaxial no se ve afectada, puesto que ambas hélices giran a la misma velocidad angular.

2.3.3 Cálculo de esfuerzos en la estructura.

En la actualidad no existe normativa a nivel nacional con respecto al cálculo de las estructuras o componentes de los drones.

Por analogía con una estructura metálica, podríamos realizar un análisis de la resistencia de los brazos sometido a solicitudes estáticas. Es evidente, que esta valoración no refleja la realidad de los esfuerzos a los que está sometido un vehículo aéreo en movimiento, sobre todo los esfuerzos producidos por la aerodinámica del vehículo. Sin embargo, en éste TFM no se tendrán en cuenta estos esfuerzos para el dimensionamiento de la estructura.

Por tanto, emplearemos las formulaciones que se emplean en el cálculo de estructuras metálicas para realizar un cálculo de las tensiones y deformaciones que sufrirán los brazos del dron debido al empuje del sistema de propulsión.

Podemos suponer que los brazos están empotrados en la base del dron, y por analogía, considerar el brazo como una viga simple en voladizo a efectos del cálculo de su resistencia mecánica.

Las acciones que tendremos en consideración son, el empuje máximo y el momento de giro producido por la hélice que se encuentra en el extremo del brazo. El empuje máximo de la hélice viene definido por la ecuación 3, donde las revoluciones máximas del motor están condicionadas por el factor KV y el voltaje de la batería. Aplicando la ecuación 6, obtendremos las revoluciones máximas del motor para un voltaje dado. Mediante la ecuación 4 y 5 obtendremos el momento máximo producido por el giro de la hélice.

$$RMP_{max} = KV \cdot V_{bat} \tag{6}$$

Donde:

RMP_{max} = Revoluciones máximas por minuto del motor (rpm)

KV = Factor de velocidad sin carga del motor (rpm/V)

V_{bat} = Voltaje de la batería (V)

La figura 24, muestra las reacciones producidas por una fuerza puntual en el extremo de una viga simple en voladizo.

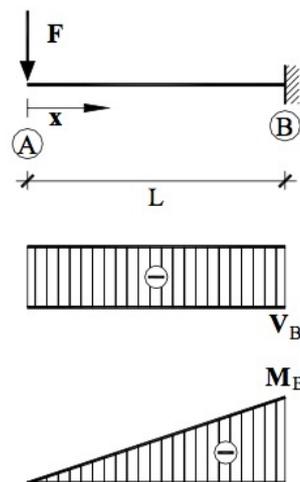


Figura 24. Reacciones en una viga simple en voladizo. Carga puntual en el extremo.

Las reacciones y deformaciones se calculan según las ecuaciones 7, 8 y 9.



$$V_{AB} = -F \quad (7)$$

Donde:

V_{AB} = Esfuerzo cortante (N)

F = Carga puntual (N)

$$M_B = -FL \quad (8)$$

Donde:

M_B = Momento flector (Nm)

F = Carga puntual (N)

L = Longitud de la viga (m)

$$y_A = \frac{FL^3}{3IE} \quad (9)$$

Donde:

y_A = Flecha en A (m)

F = Carga puntual (N)

I = Momento de Inercia (m⁴)

E = Módulo de Young del material (N/m²)

La flecha máxima admisible en los brazos será L/250, esto evitará que existan una deformación de los brazos excesiva y, por tanto, puedan aparecer vibraciones debido al cambio de velocidad de giro de las hélices, las cuales pueden transmitirse hasta los componentes electrónicos provocando medidas falsas en acelerómetros y giroscopios.

Al estar contruidos los brazos de aluminio y ser este un material dúctil, suponemos que la restricción de limitación de deformación será más restrictiva que la tensión correspondiente al límite elástico del material.

La tensión máxima producida por un momento flector en un elemento de sección constante viene determinada por la ecuación 10.

$$\sigma_{max} = \frac{M}{W} \quad (10)$$



Donde:

σ_{\max} = Tensión máxima (N/m²)

M = Momento flector

W = Módulo resistente del perfil (m³)

Las características mecánicas para una aleación de aluminio EN AW 6063 para espesores de paredes menores de 3 mm, se muestran en la tabla 3 (<http://www.caditasa.com/>).

Propiedades		Valores	Unidades
Físicas	Módulo de Young	69.500	N/mm ²
	Peso específico	2,70	g/cm ³
Mecánicas	Carga de rotura	175	N/mm ²
	Límite elástico	130	N/mm ²
	Dureza Brinell	65	HB

Tabla 3. Propiedades aleación de aluminio EN AW 6063 T5

Las características geométricas de los perfiles normalizados EN AW 6063 se muestran en la figura 25 (<http://www.alu-stock.es>).

I x I (mm)	e (mm)	Peso kg/m	MI _x cm ⁴	W _x cm ³	Simagaltok 63 EN AW 6063
15 x 15	1,5	0,230	0,249	0,332	
15 x 15	2,0	0,295	0,300	0,400	
16 x 16	1,5	0,247	0,308	0,385	
20 x 20	1,5	0,315	0,637	0,637	
20 x 20	2,0	0,408	0,787	0,787	
20 x 20	3,0	0,578	1,013	1,013	
25 x 25	1,5	0,400	1,303	1,042	
25 x 25	2,0	0,522	1,635	1,308	
25 x 25	3,0	0,748	2,169	1,735	

Figura 25. Características geométricas tubos cuadrados aluminio

2.3.4 Cálculo de la autonomía de vuelo



La autonomía de vuelo del dron está relacionada con el consumo energético de los motores y la capacidad de carga de la batería. La figura 26 (<http://wiki.mikrokopter.de>), muestra el consumo en miliamperios del motor ALTIGATOR A5050 alimentado con una batería de tipo 4S (14,8V) montado una hélice de 16x5 XOAR y el empuje generado en gramos.

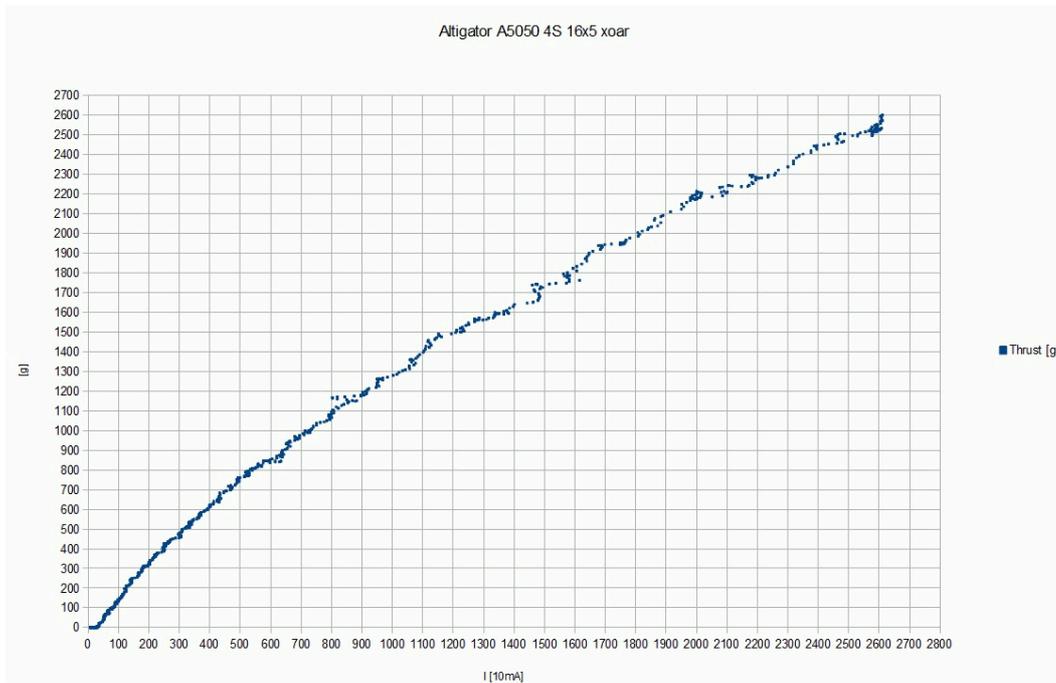


Figura 26. Curva de consumo-empuje generado. Motor Altigator A5050

La potencia generada por la hélice es calculada según la ecuación 4, aunque esta potencia es de menor magnitud que la potencia consumida por el motor, debido a las pérdidas internas del motor, principalmente debidas al efecto Joule. En circuitos de corriente continua la intensidad viene definida por la ecuación 11.

$$I = \frac{P}{V} \quad (11)$$

Donde:

I = Intensidad (A)

P = Potencia (W)

V = Voltaje (V)



El tiempo de vuelo vendrá definido por la ecuación 12.

$$t = \frac{0,06C_{bat}}{I} \quad (12)$$

Donde:

t = tiempo de vuelo (min)

C_{bat} = Capacidad de la batería (mAh)

I = Intensidad en A (suma de las intensidades de los 8 motores)

El tiempo de vuelo calculado no tiene en cuenta el consumo energético de los componentes electrónicos.



3 Resultados

3.1 Envergadura teórica de la estructura

La tabla 4 muestra los valores teóricos de la envergadura para las disposiciones de motores elegidas.

Tipo	Longitud bazo (mm)	Distancia eje motores (mm)	Envergadura total (mm)
OCTO + / OCTO X	530	1060	1470
OCTO X8	290	570	980

Tabla 4. Envergadura teórica de la estructura

3.2 Parámetros máximos teóricos de las hélices

La tabla 5 muestra los resultados obtenidos según los componentes seleccionados.

Tipo	V _{bat} (V)	KV	ω (rad/s)	F _{emp} (N)	P _h (W)	M _h (Nm)
OCTO + / OCTO X	14,8	430	106,07	33,72	507,21	0,76
OCTO X8	14,8	430	106,07	50,92 ⁽¹⁾	1014,42 ⁽²⁾	0

(1) Fuerza ejercida por un conjunto de motores coaxiales

(2) Suma de las potencias de los dos motores

Tabla 5. Parámetros máximos teóricos de las hélices

3.3 Esfuerzos y tensiones sufridas por la estructura

La tabla 6 muestra las tensiones y deformaciones sufridas por los brazos del dron.

Tipo	Tubo	F _{emp} (N)	Coef. Mayoración	M _B (Nm)	σ_{max} (N/m ²)	Y _A (m)
OCTO + / OCTO X	25x25x1,5	33,72	1	17,91	17,18·10 ⁶	0,0018
OCTO X8	20x20x1,5	33,72	1	14,63	22,97·10 ⁶	0,0009

Tabla 6. Esfuerzos y tensiones sufridas por los brazos del dron



3.4 Diseño de la estructura

3.4.1 Estructura OCTO + / OCTO X

La estructura diseñada para el tipo OCTO + / OCTO X se muestra en la figura 27 y figura 28.

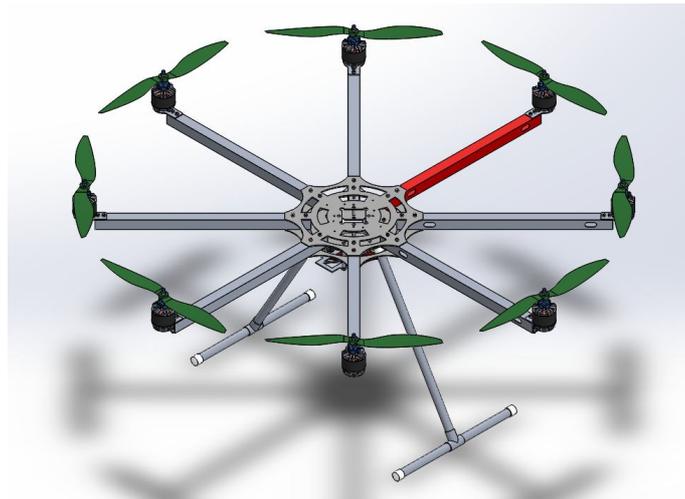


Figura 27. Vista isométrica del octocóptero OCTO + / OCTO X

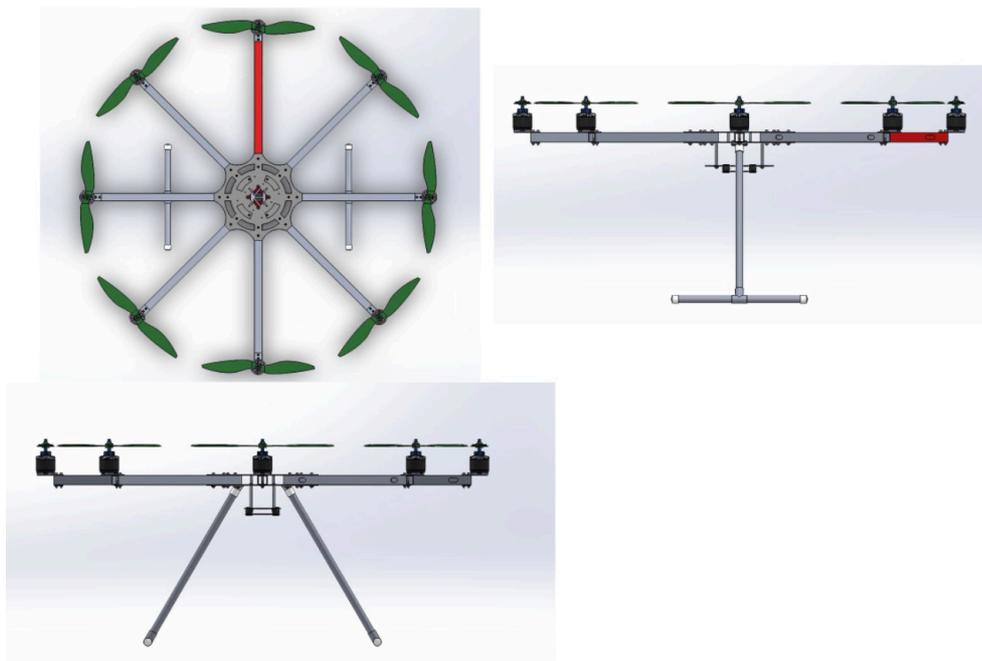


Figura 28. Vistas principales del OCTO + / OCTO X

Las medidas principales del octocóptero se muestran en la figura 29.

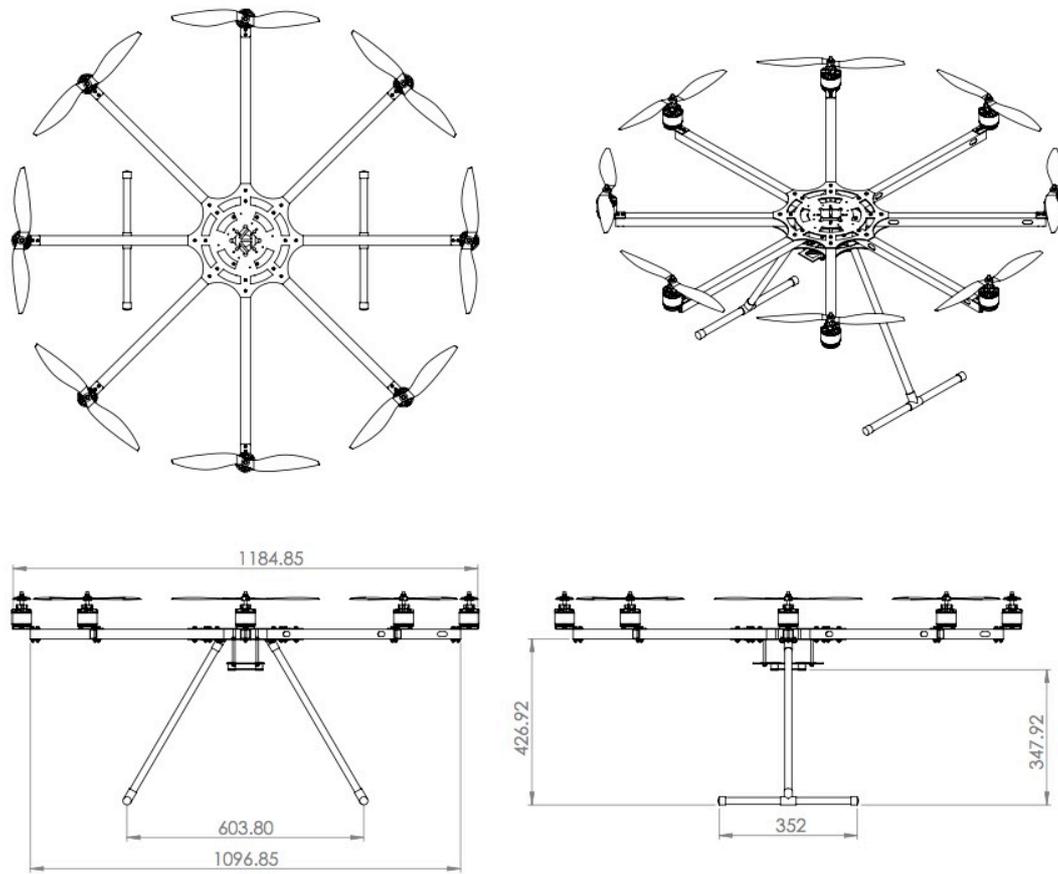


Figura 29. Medidas principales del OCTO + / OCTO X



La tabla 7, muestra un resumen del listado de componentes y los pesos calculados por SOLIDWORKS de la estructura diseñada.

Núm. Elemento	Denominación	Material	Cantidad	Peso (g)	Total (g)
1	OCTO+ base inferior	Fibra Vidrio	1	212,1	212,1
2	OCTO+ base superior	Fibra Vidrio	1	190,6	190,6
3	brazo 25x25x1.5	Aluminio 6063 T5	8	171,6	1372,6
4	base motor	Aluminio 6063 T5	8	10,5	84,1
5	Base batería	Aluminio 6063 T5	1	38,8	38,8
6	Fijación tren aterrizaje	ABS	2	7,7	15,4
7	Tren longitudinal	Aluminio 6063 T5	2	96,6	193,1
8	Tren apoyo suelo	Aluminio 6063 T5	2	73,5	147,0
9	terminal tren aterrizaje	ABS	4	2,2	9,0
10	T tren aterrizaje	Aluminio	2	14,4	28,8
11	casquillo separador batería 60mm	Aluminio	4	2,5	10,2
12	casquillo separador base 25mm	Aluminio	4	1,1	4,2
13	B18.3.1M - 4 x 0.7 x 70 Hex SHCS -- 20NHX	Aluminio	4	2,7	10,9
14	B18.3.1M - 4 x 0.7 x 35 Hex SHCS -- 20CHX	Aluminio	32	1,5	49,5
15	B18.3.1M - 4 x 0.7 x 10 Hex SHCS -- 10NHX	Aluminio	4	0,7	2,8
16	B18.22M - Plain washer, 4 mm, regular	Aluminio	40	0,4	14,3
17	B18.2.4.1M - Hex nut, Style 1, M4 x 0.7 --D-N	Aluminio	40	0,3	11,5
				TOTAL	2.394,9

Tabla 7. Resumen de componentes estructura OCTO + / OCTO X



3.4.2 Estructura OCTO X8

La estructura diseñada para el tipo OCTO + / OCTO X se muestra en la figura 30 y figura 31.

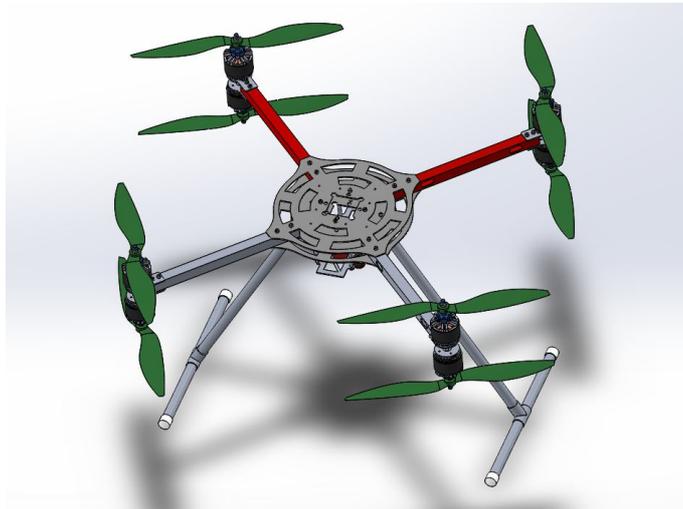


Figura 30. Vista isométrica del octocóptero OCTO X8

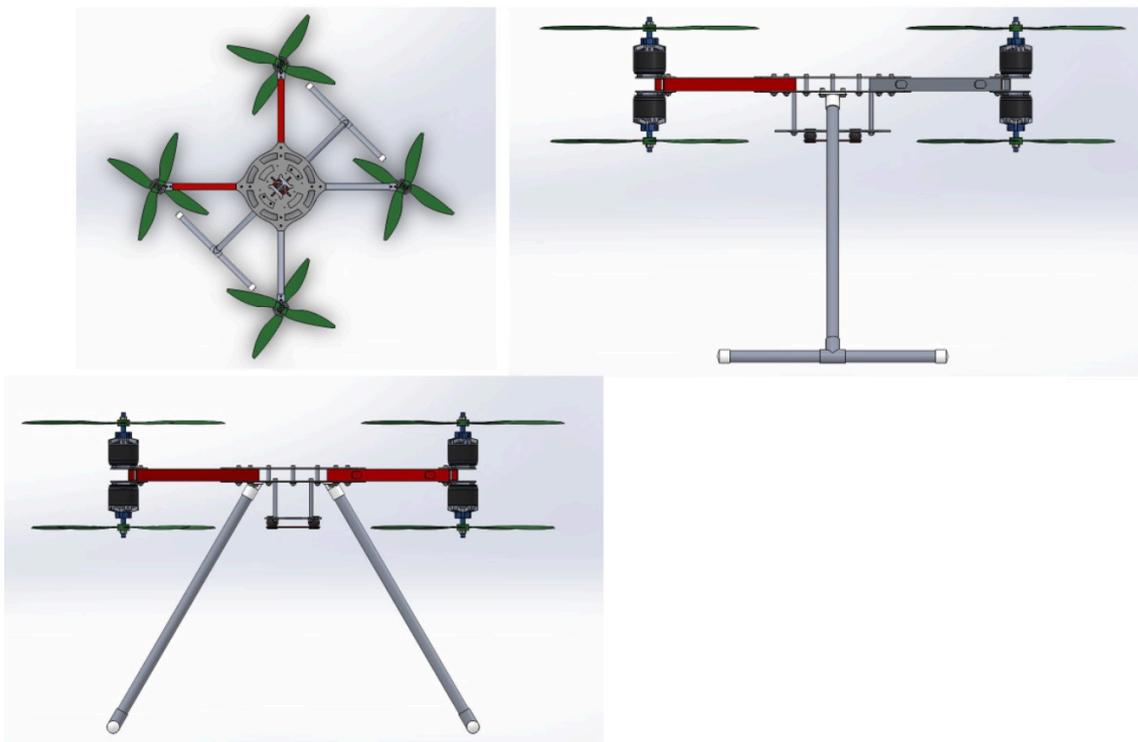


Figura 31. Vistas principales del OCTO X8

Las medidas principales del octocóptero se muestran en la figura 32.

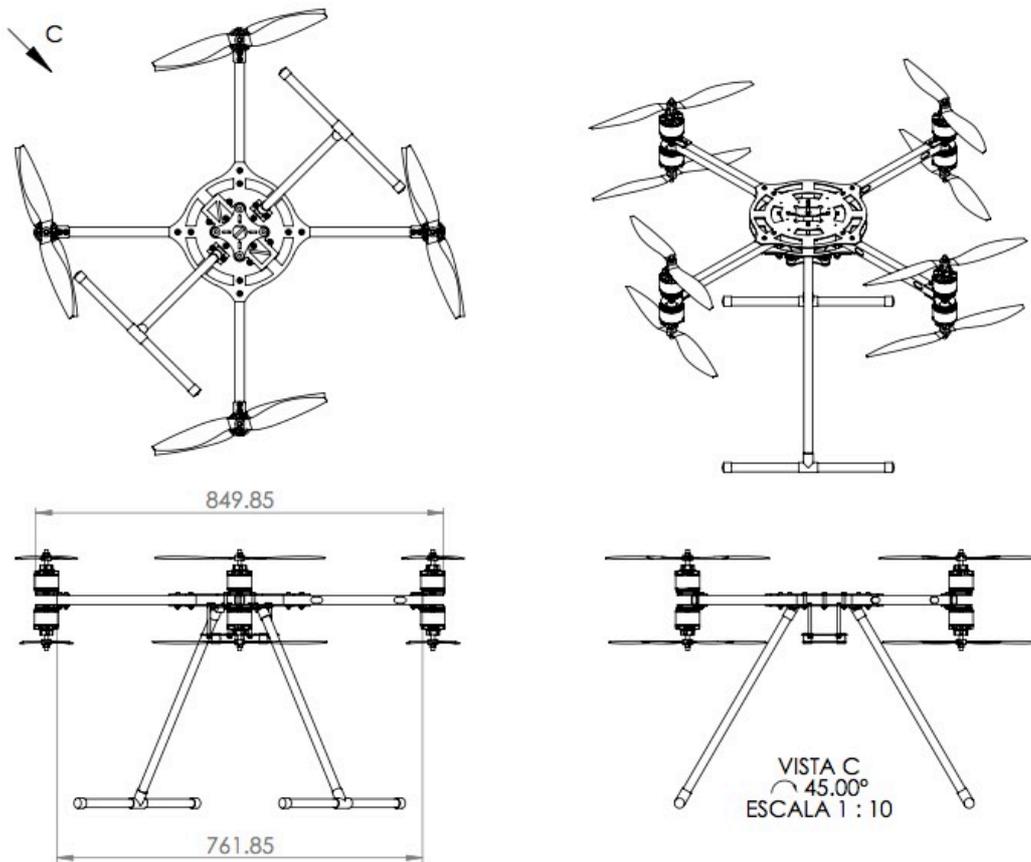


Figura 32. Medias principales del OCTO X8



La tabla 8, muestra un resumen del listado de componentes y los pesos calculados por SOLIDWORKS de la estructura diseñada.

Núm. Elemento	Denominación	Material	Cantidad	Peso (g)	Total (g)
1	OCTO X8 base superior	Fibra Vidrio	1	168,6	168,6
2	OCTO X8 base inferior	Fibra Vidrio	1	190,1	190,1
3	brazo 20x20x1.5	Aluminio 6063 T5	4	84,3	337,3
4	base motor	Aluminio 6063 T5	8	10,5	84,1
5	Base batería	Aluminio 6063 T5	1	38,8	38,8
6	Fijacion tren aterrizaje	ABS	2	7,7	15,4
7	Tren longitudinal	Aluminio 6063 T5	2	96,5	193,1
8	Tren apoyo suelo	Aluminio 6063 T5	2	73,4	147,0
9	terminal tren aterrizaje	ABS	4	2,2	9,0
10	T tren aterrizaje	Aluminio	2	14,4	28,8
11	casquillo separador batería 60mm	Aluminio	4	2,5	10,2
12	casquillo separador base 20mm	Aluminio	4	0,8	3,4
13	B18.3.1M - 4 x 0.7 x 70 Hex SHCS -- 20NHX	Aluminio	4	2,7	10,9
14	B18.3.1M - 4 x 0.7 x 30 Hex SHCS -- 20NHX	Aluminio	20	1,4	27,5
15	B18.3.1M - 4 x 0.7 x 10 Hex SHCS -- 10NHX	Aluminio	4	0,7	2,8
16	B18.22M - Plain washer, 4 mm, regular	Aluminio	28	0,4	10,0
17	B18.2.4.1M - Hex nut, Style 1, M4 x 0.7 --D-N	Aluminio	28	0,3	8,1
				TOTAL	1.285,1

Tabla 8. Resumen de componentes estructura OCTO X8



3.5 Peso teórico total del octocóptero

La tabla 9, muestra el peso total de cada tipo de estructura analizada para el octocóptero.

		OCTO + / OCTO X		OCTO X8	
		Peso (g)	% del total	Peso (g)	% del total
Estructura	Estructura	2395		1285	
	Parcial	2395	34%	1285	22%
Propulsión	Motores	1960		1960	
	Hélices	352		352	
	Parcial	2312	33%	2312	40%
Componentes electrónicos	Placa controladora	300		300	
	Placas control vuelo	54		54	
	Placa control navegación	27		27	
	GPS	31		31	
	Receptor emisora	30		30	
	Servomotores	192		192	
	Parcial	634	9%	634	11%
Sistema fotogramétrico	Gimbal	385		385	
	Cámara fotográfica	72		72	
	Emisor de vídeo	90		90	
	Parcial	547	8%	547	9%
Energía	Batería	1055		1055	
	Parcial	1055	15%	1055	18%
	TOTAL	6943	100%	5833	100%

Tabla 9. Peso final octocóptero según configuración de motores



3.6 Tiempo de vuelo

La tabla 10, muestra el tiempo de vuelo teórico que alcanzaría el dron según los pesos teóricos que se han obtenido para cada tipo de disposición de motores según la figura 26.

Tipo	Peso teórico (g)	Coef. mayoración	Peso mayorado (g)	Femp por motor (g)	I (A) ⁽²⁾	t (min)
OCTO + / OCTO X	6.943	1,1	7.637,3	954,7	6,5	11,5
OCTO X8	5.833	1,1	6.416,3	1062,3 ⁽¹⁾	7,5	10

- (1) Fuerza ejercida por cada motor en configuración coaxial. El total por agrupación es 1.604,1 g
- (2) Intensidad unitaria por motor

Tabla 10. Tiempo de vuelo para el OCTO + / OCTO X y OCTO X8

La figura 33, muestra la relación entre la F_{emp} y el consumo de intensidad de los motores.



Figura 33. Intensidades consumidas



4 Discusión.

Los resultados obtenidos muestran claramente que la estructura del octocóptero con disposición OCTO+ / OCTO X es un 86% más pesada que la estructura con disposición coaxial de motores, OCTO X8. Analizando la descomposición de los pesos de los elementos que forman la estructura de ambos modelos, se observa que el elemento diferenciador son los brazos donde se fijan los motores.

Los brazos para el tipo OCTO + / OCTO X suponen 4 veces mayor peso que los brazos para el tipo OCTO X. Esto es debido en primer lugar a la mayor longitud de los brazos de la disposición de motores coplanaria y el mayor número de ellos, 8 unidades. Aunque, las secciones que se han obtenido de tubo cuadrado para ambos modelos son aproximadas, la diferencia de peso de la sección 25x25x1,5 es de un 27% mayor en relación a la sección 20x20x1,5.

El factor más limitante en la selección de los perfiles ha sido la deformación sufrida por el empuje que provoca la hélice. Este factor ha resultado en la elección de una sección con mayor inercia para conseguir limitar la deformación del brazo a los parámetros fijados, con la consecuencia del aumento del peso de los brazos. Es evidente que a mayor longitud del brazo mayor deformación existirá, aunque el límite admitido de deformación será mayor. Sin embargo, cuanto menor longitud tiene el brazo, será permitida menor deformación, llegando esta limitación a ± 1 mm, como es el caso para el prototipo OCTO X8.

En apartados anteriores, hemos señalado que nuestro interés ha sido buscar una estructura rígida para evitar las vibraciones que pueden surgir debido a las deformaciones excesivas de los brazos, cuando los motores cambian su régimen de giro.

De manera teórica podemos establecer una relación entre la longitud de los brazos y el peso obtenido para la estructura de cada prototipo. En el caso del OCTO + / OCTO X, la relación sería de 4,5 kg/m, en el caso del OCTO X8 esta relación es de 4,4 kg/m. Se observa que estas relaciones son casi iguales, con un 2% de diferencia entre ellas.

Analizando de manera global los pesos totales de ambos prototipos, se observa que el peso de la estructura de la disposición OCTO + / OCTO X representa un 34% del peso total del dron, mientras que para el prototipo con motores coaxiales es del 22%. Es representativo que el peso del sistema de propulsión alcanza valores cercanos al 33% del peso total para la disposición OCTO + / OCTO X y, de un 40% para la disposición X8. Siendo este porcentaje más acentuado para la disposición con motores coaxiales en la que el sistema de propulsión es un 18% más pesado que la estructura.

Con respecto al consumo de intensidad de los motores para cada tipo de disposición, observamos que la disposición coaxial consume más intensidad que la disposición coplanaria de los motores. (Aleksandrov y Penkov, 2012) afirman que los modelos con motores coaxiales consumen más energía, pero que teóricamente son más estables.



La configuración de motores coaxial tiene un consumo de un 15% mayor, en comparación con la configuración coplanaria para nuestro caso. Aunque el peso total del dron para la configuración de motores coaxial es un 16% menor que el peso del dron con configuración de motores coplanarios.

El tiempo de vuelo del dron con disposición OCTO + / OCTO X es un 15% mayor en comparación con la disposición OCTO X8.



5 Conclusiones.

En este Trabajo Fin de Máster se ha realizado una valoración teórica del peso y parámetros de vuelo de un octocóptero con disposición de motores radial coplanarios y coaxiales, para un set de componentes electrónicos establecidos. Los resultados obtenidos muestran que la disposición OCTO + / OCTO X resulta en una mayor envergadura y, por consiguiente, un mayor peso total del dron, en comparación con la disposición OCTO X8, motores en disposición radial coaxial.

Con respecto a los parámetros de los motores y de vuelo de ambas disposiciones, los resultados muestran que la disposición OCTO + / OCTO X consigue un menor consumo energético que la disposición OCTO X8. Por tanto, la disposición radial de motores coplanarios se presenta más eficiente y con una mayor autonomía de vuelo. El menor peso del dron con disposición OCTO X8 no ha sido suficiente para compensar el menor empuje que producen los motores en disposición coaxial en comparación con la disposición radial coplanaria de los motores, aunque el OCTO X8 presenta mayor estabilidad de vuelo al transmitir menores vibraciones debido a su menor envergadura.

Futuras investigaciones podrían dirigirse a la fabricación de las estructuras propuestas y obtener los valores reales de los parámetros de vuelo de ambas disposiciones de motores, para posteriormente compararlas con las teóricas obtenidas en este trabajo.



6 Agradecimientos.

Me gustaría comenzar este apartado, agradeciendo a los coordinadores, personal administrativo y profesores, de las tres universidades (Universidad de Almería, Universidad de Málaga y Universidad de Córdoba), que han colaborado en el desarrollo del Máster en Diseño y Representación en la Ingeniería y Arquitectura, su disposición y ayuda, sin la cual no habría sido posible la finalización de estos estudios de postgrado.

Quisiera realizar una mención especial a mis compañeros del Máster, a los cuales les agradezco su apoyo y disponibilidad, en los momentos más complicados.

Agradecer a mis familiares y mi novia, su inestimable comprensión en los momentos de ausencia, motivados por la realización de estos estudios.

Por último, y no menos importante, expresar mi agradecimiento a mis tutores del TFM, cuyos consejos, han facilitado el camino en el desarrollo y finalización del mismo.



7 Referencias.

- Aleksandrov, D., Penkov, I., 2012. Energy Consumption of Mini UAV Helicopters with Different Number of Rotors. *11th International Symposium,, Topical Problems in the Field of Electrical and Power Engineering*, Pärnu, Estonia, pp. 259-262.
- Altigator, 2017. *Altigator Aerial View Aircrafts*, <https://drones.altigator.com>. (Accesible 25-sep-2017).
- Alu-Stock, 2017, <http://www.alu-stock.es>. (Accesible 25-sep-2017).
- Anweiler, S., Piwowarski, D., 2017. Multicopter platform prototype for environmental monitoring, *Journal of Cleaner Production* 155, pp. 204-211.
- APC Propellers, 2017, <https://www.apcprop.com>. (Accesible 25-sep-2017).
- Du, T., Schulz, A., Zhu, B., Bickel, B., Matusik, W., 2016. Computational Multicopter Design. *ACM TRANSACTIONS ON GRAPHICS*, 35(6).
- Farias Filho, J. G., Dórea, C. E., Bessa, W. M., Farias, J. L., 2016. Modeling, Test Benches and Identification of a Quadcopter. *XIII Latin American Robotics Symposium and IV Brazilian Robotics Symposium*, IEEE, Recife, Brazil, pp. 49-54.
- Hassanalian, A., Abdekefi, A., 2017. Classifications, applications, and design challenges of drones: A review. *Progress in Aerospace Sciences* 91, pp. 99-131.
- Hobbyking, 2017, <https://hobbyking.com>. (Accesible 25-sep-2017).
- Hoffmann, G. M., Huang, H., Waslander, S. L., Tomlin, C. J., 2007. Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment. *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Hilton Head, South Carolina, pp. 1-20.
- Immersionrc, 2017, <https://www.immersionrc.com>. (Accesible 25-sep-2017).
- Joo Er, M., Yuan, S., Wang, N., 2013. Development, Control and Navigation of Octocopter. *International Conference on Control and Automation (ICCA, IEEE, Hangzhou, China*, pp. 1639-1643.
- Latteur, P., Goessens, S., Reniers, M., Ma, Z., Mueller, C., 2016. Masonry construction with drones. *IASS Annual Symposium 2016 "Spatial Structures in the 21st Century"*, Tokyo, Japan, pp. 1-10.
- Lee, D. S., Periaux, J., Gonzalez, L. F., Srinivas, K., Onate, E., 2012. Robust multidisciplinary UAS design optimisation. *STRUCTURAL AND MULTIDISCIPLINARY OPTIMIZATION*, 45(3), pp. 433-450.
- Magnussen, Y., Hovland, G., Ottestad, M., 2014. Multicopter UAV Design Optimization. *IEEE/ASME 10th International Conference on Mechatronic and Embedded Systems and Applications (MESA)*, IEEE, Senigallia, Italy, pp. 1-6.
- Mikrokopter, 2017, <http://www.mikrokopter.de/en/home>. (Accesible 25-sep-2017).



- Mikrokopter, 2017, *Wiki-mikrokopter*, <http://wiki.mikrokopter.de>. (Accesible 25-sep-2017).
- Mintchev, S., Floreano, D., 2016. A Pocket Sized Foldable Quadcopter for Situational Awareness and Reconnaissance. International Symposium on Safety, Security, and Rescue Robotics (SSRR), IEEE, Lausanne, Switzerland, pp. 396-401.
- Mintchev, S., Daler, L., L'Eplattenier, G., Saint-Raymond, L., Floreano, D., 2015. Foldable and Self-Deployable Pocket Sized Quadrotor. International Conference on Robotics and Automation (ICR), IEEE, Seattle, Washington, pp. 2190-2195.
- Mintchev, S., Rivaz, S., Floreano, D., 2017. Insect-Inspired Mechanical Resilience for Multicopters. *ROBOTICS AND AUTOMATION LETTERS*, 2(3), pp.1248-1255.
- Oscarliang, 2017, <https://oscarliang.com>. (Accesible 25-sep-2017).
- Otsuka, H., Nagatani, K., 2016. Thrust loss saving desing of overlapping rotor arrangement on small multirotor unmanned aerial vehicles. International Conference on Robotics and Automation (ICRA), IEEE, Stockholm, Sweden, pp. 3242-3248.
- Parrot, 2017, <https://www.parrot.com/fr#nouveau-parrot-bebop-2-power-pack-fpv>. (Accesible 25-sep-2017).
- Pérez, M., Agüera, F., Carvajal, F., 2013. Low cost surveying using an unmamed aerial vehicle. International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences, XL-1/W2, pp. 311-315.
- Pounds, P., Mahony, R., Corke, P., 2010. Modelling and control of a large quadrotor robot. *Control Engineering Practice*, 18, pp. 691-699.
- Siebert, S., Teizer, J., (2014). Mobile 3D mapping for surveying earthwork projects using an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) system. *Automation in Construction*, 41, pp. 1-14.
- Sohail, S., Hasan Khan, N., Nasim, S., 2017. Modeling, controlling and stability of UAV Quad Copter. *Innovations in Electrical Engineering and Computational Technologies (ICIEECT)*, IEEE, Karachi, Pakistan.
- Tashreef, S., Iftekhhar, L., Azmeen-ur-Rahnam, S., 2016. Design of a crash-resistant PD-controlled quadcopter using coaxial propeller system. 2016 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), IEEE, Arlington, VA USA, pp. 986-992.
- Turnigy, 2017, <http://www.turnigy.com>. (Accesible 25-sep-2017).
- Universidad de Almería, 2017. Servicio Periférico de I+D basado en Drones, www.ual.es/drones. (Accesible 25-sep-2017).
- Vijay, K., Nathan, M., 2017. Opportunities and Challenges with Autonomous Micro Aerial Vehicles. 15th International Symposium of Robotics Research (ISRR), *ROBOTICS RESEARCH*, ISRR, Flagstaff, AZ, pp. 41-58.



Resumen:

La aparición de los vehículos aéreos no tripulados, UAV (Unmanned Aerial Vehicle), también conocidos como drones, han facilitado la operatividad de aplicaciones que dependían en gran medida de vuelos realizados con vehículos aéreos tripulados o satélites.

La rápida evolución de la tecnología involucrada en la construcción de estos sistemas, conjuntamente con la facilidad de adquisición de los componentes electrónicos, posibilita la fabricación personalizada de drones para tareas específicas.

En este Trabajo Fin de Máster se ha realizado una valoración teórica del peso y parámetros de vuelo de un octocóptero con disposición de motores radial coplanarios y coaxiales, para un set de componentes electrónicos establecidos. Para ello hemos necesitado realizar el diseño de ambos tipos de estructuras.

Los resultados obtenidos muestran que la disposición radial de motores coplanaria es más eficiente y consigue una mayor autonomía de vuelo que la disposición de motores coaxial, aunque el peso final del dron con motores coaxiales es menor.

