



UNIVERSIDAD DE LA RIOJA

TRABAJO FIN DE ESTUDIOS

Título

Diseño de un UAV multirrotor de uso profesional

Autor/es

JESÚS MIGUEL LALIENA MARTÍNEZ

Director/es

JAVIER RICO AZAGRA y MONTSERRAT GIL MARTÍNEZ

Facultad

Escuela Técnica Superior de Ingeniería Industrial

Titulación

Grado en Ingeniería Electrónica Industrial y Automática

Departamento

INGENIERÍA ELÉCTRICA

Curso académico

2019-20



Diseño de un UAV multirrotor de uso profesional, de JESÚS MIGUEL LALIENA MARTÍNEZ

(publicada por la Universidad de La Rioja) se difunde bajo una Licencia Creative Commons Reconocimiento-NoComercial-SinObraDerivada 3.0 Unported. Permisos que vayan más allá de lo cubierto por esta licencia pueden solicitarse a los titulares del copyright.

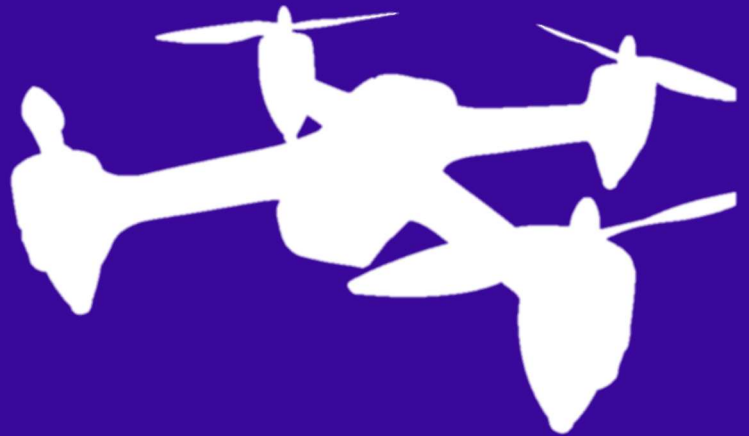
© El autor, 2020

© Universidad de La Rioja, 2020
publicaciones.unirioja.es
E-mail: publicaciones@unirioja.es

Diseño de un UAV multirrotores de uso profesional



Grado en Ingeniería Electrónica
Industrial y Automática



Trabajo Fin de Grado

Autor: Jesús Miguel Laliena Martínez

Tutores: Montserrat Gil Martínez y Javier Rico Azagra

Logroño, 7 de septiembre de 2020



UNIVERSIDAD
DE LA RIOJA

A mi familia, por tanto...

Resumen

Los vehículos aéreos no tripulados (UAVs, *Unmanned Aerial Vehicles*) de tipo multirrotor han experimentado un amplio desarrollo en los últimos años debido a su versatilidad, maniobrabilidad y capacidad de despegue/aterrizaje vertical (VTOL, *Vertical Take-Off and Landing*). Sin embargo, el empleo de rotores para generar la fuerza de sustentación es altamente ineficiente, hecho que produce que la autonomía de vuelo de este tipo de aeronaves sea reducida. El presente Trabajo Fin de Grado aborda en profundidad esta cuestión y propone un sistema modular de baterías Li-Ion INR que se toma como punto de partida para el diseño y mecanizado del chasis del multirrotor. El cálculo de la autonomía de vuelo ofrecido por el modelo de baterías finalmente seleccionado es validado experimentalmente y contrastado teóricamente con el respectivo a varias opciones LiPo, que es la tecnología dominante en el mercado actual. Los ensayos subyacentes a este estudio, orientados a la identificación de los parámetros de sólido rígido del UAV y del comportamiento de sus rotores, han sido también aprovechados para la programación de un modelo de simulación de su orientación espacial según los ángulos de Euler, junto a los desarrollos matemáticos derivados de la dinámica del sistema.

Palabras clave: drone, autonomía de vuelo, propulsión, baterías, identificación, modelado dinámico.

Abstract

Multicopter Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) have undergone extensive development in the last years due to their versatility, manoeuvrability and their Vertical Take-Off and Landing (VTOL) capabilities. Nevertheless, the use of rotors to generate lift force is highly inefficient, which reduces flight autonomy for this type of aircrafts. The current Bachelor Thesis addresses in depth this matter and suggests a Li-Ion INR batteries modular system as a starting point for the design and milling of the multicopter frame. The calculation of the vehicle's autonomy offered by the battery model chosen has been theoretically compared with its respective to various LiPo options, which is the dominant technology in the current market. The underlying laboratory tests to this study, oriented to the identification of the UAV's rigid body parameters and the behaviour of its rotors, have also been used for programming the UAV's spatial orientation simulation model, alongside to the mathematical formulations derived from the system dynamics.

Keywords: drone, autonomy, propulsion, batteries, identification, dynamic modelling.

Índice general

Resumen	V
Abstract	VII
A Memoria	XV
1. Introducción	1
1.1. Antecedentes	1
1.2. Objeto y alcance	3
1.3. Definiciones y abreviaturas	3
2. Vehículo aéreo no tripulado	5
2.1. Esquema general y funcionalidad	5
2.1.1. Subsistema mecánico	6
2.1.2. Subsistema eléctrico	10
2.1.3. Subsistema de control	12
3. Identificación del sistema	13

3.1. Parámetros del rotor	13
3.1.1. Fuerza de empuje	13
3.1.2. Par de arrastre	16
3.1.3. Estática del rotor	16
3.1.4. Dinámica del rotor	20
3.2. Parámetros de sólido rígido	21
3.2.1. Tensor de inercias	21
4. Alimentación del sistema	23
4.1. Batería de iones de litio (Li-Ion)	23
4.2. Comparativa entre Li-Ion INR y LiPo	25
4.2.1. Condicionantes	26
4.2.2. Resultados	28
4.2.3. Decisión final	29
4.2.4. Validación experimental	30
5. Rediseño del sistema	33
5.1. Disposición de las baterías	34
5.2. Rediseño del chasis	34
5.3. Fabricación del chasis	37
5.4. Diseño de las carcasas	41

6. Modelado del sistema	45
6.1. Maniobrabilidad del vehículo	45
6.2. Modelo matemático	47
6.2.1. Sistemas de referencia	47
6.2.2. Dinámica del cuerpo	47
6.2.3. Momentos sobre el sistema	49
6.2.4. Modelo en el sistema de referencia terrestre (SRG)	51
6.3. Modelo de simulación	53
6.3.1. Modelo del sistema de propulsión	53
6.3.2. Modelo de la dinámica del cuerpo	55
Conclusión	58
Bibliografía	59
B Planos	XVII
1.1. Carcasa portabaterías	1
1.2. Núcleo de distribución de potencia	2
1.3. Chapa inferior del chasis	3
1.4. Chapa superior del chasis	4
1.5. Guía de carcasa portabaterías	5
1.6. Interior del chasis	6

1.7. Chasis completo	7
--------------------------------	---

C Pliego de condiciones	XIX
--------------------------------	------------

1.1. Disposiciones generales	1
1.1.1. Objeto	1
1.1.2. Propiedad intelectual	1
1.1.3. Condiciones generales	1
1.1.4. Normas, leyes y reglamentos	2
1.2. Definición y alcance	3
1.2.1. Objeto de pliego de condiciones	3
1.2.2. Documentos que definen el proyecto	3
1.2.3. Compatibilidad entre documentos	4
1.3. Condiciones facultativas	4
1.3.1. Dirección	4
1.3.2. Libro de órdenes	4
1.4. Condiciones de materiales y equipos	5
1.4.1. Condiciones técnicas de los materiales	5
1.4.2. Condiciones técnicas de material informático	5
1.5. Condiciones económicas	6
1.5.1. Errores en el proyecto	6
1.5.2. Liquidación	6

1.5.3. Disposición	6
D Presupuesto	XXI
1.1. Cuadro de precios	1
1.1.1. Materiales del UAV	1
1.1.2. Repuestos UAV	1
1.1.3. Materiales para los ensayos	2
1.1.4. Licencias de software	3
1.1.5. Materiales de fabricación	3
1.1.6. Materiales para la programación	3
1.1.7. Mano de obra	3
1.2. Presupuesto parcial	4
1.2.1. Materiales del UAV	4
1.2.2. Repuestos UAV	4
1.2.3. Materiales para los ensayos	5
1.2.4. Licencias de software	6
1.2.5. Materiales de fabricación	6
1.2.6. Materiales para la programación	6
1.2.7. Mano de obra	6
1.3. Resumen del presupuesto	7

Parte A

Memoria

Capítulo 1

Introducción

1.1. Antecedentes

Resulta difícil establecer con exactitud el origen de los UAVs. Comenzando por los Pitagóricos, numerosos ingenieros han contribuido en mayor o menor medida al desarrollo de estos aparatos [1]: Arquitas de Tarento (*Flying Pigeon*, 425 D.C.), Leonardo Da Vinci (*Aerial Screw*, 1483), George Cayley (*Aerial Carriage*, 1843) o Ponton d'Amécourt (*Chère Hélice*, 1860), por nombrar unos pocos.

Lo que sí se tiene más claro es que se utilizaron por primera vez en la Primera Guerra Mundial (1914-1918) sin mucho éxito (*Curtiss N-9*) [2]. Durante el periodo de entreguerras, el desarrollo y ensayo de UAVs continuó. En 1935, la Real Fuerza Aérea Británica (RAF) impulsó la fabricación del primer avión controlado de manera remota para ser utilizado como blanco de entrenamiento. Se cree que el término “drone” comenzó a usarse entonces debido al nombre que se le asignó al modelo (*DH-82 Queen Bee*).

En la Guerra de Vietnam (1955-1975) los UAVs recobraron popularidad: más de 3400 fueron empleados por las Fuerzas Aéreas estadounidenses (USAF) con objeto de completar misiones de reconocimiento y evaluación de daños. Desde entonces, desempeñaron un importante papel en los siguientes conflictos bélicos actuando como reclamos en combate, lanzando misiles contra objetivos fijos y dejando caer propaganda en operaciones psicológicas.

Sin embargo, el evento crítico que cambió por completo la percepción sobre los mismos fue el atentado protagonizado por la red yihadista Al Qaeda el 11 de septiembre de 2001. Ante estos hechos, el Departamento de Defensa estadounidense (DOD) destinó 16 billones

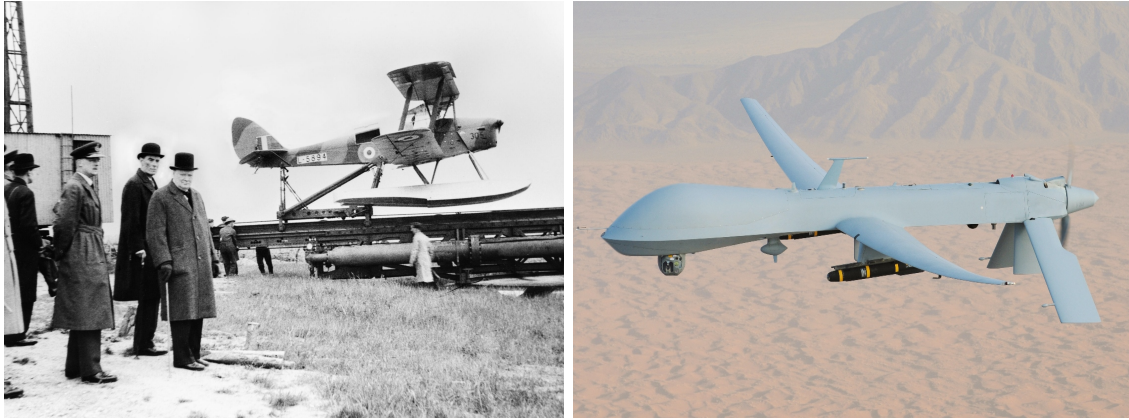


Figura 1.1: A la derecha, el Primer Ministro Winston Churchill y el capitán David Margesson, Secretario del Estado de Guerra, a punto de presenciar el despegue de un *DH-82 Queen Bee* desde su lanzadera. A la izquierda, un *MQ-1 Predator* armado sobrevolando tierras afganas.

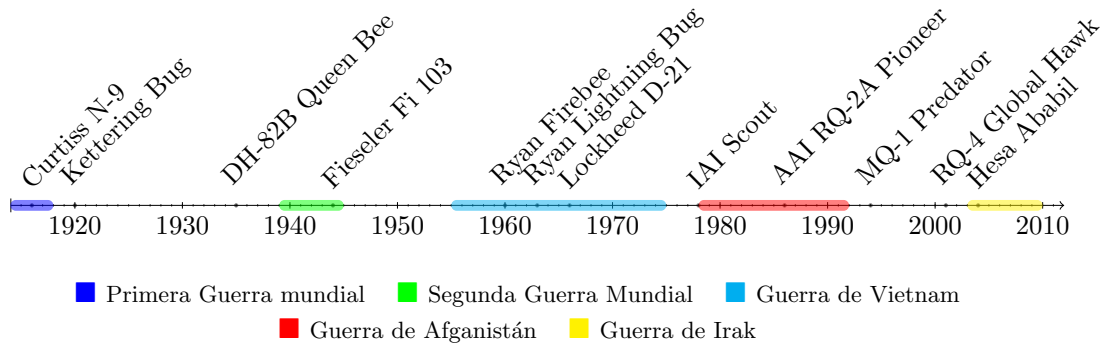


Figura 1.2: Distribución temporal de los principales UAVs bélicos.

de dólares a programas de investigación y producción de UAVs entre los años 2003-2009, una cifra mucho mayor a la correspondiente a los años 1990-1999, de apenas 3 billones [3]. Europa, por su parte, solo invirtió 2 billones de euros para la misma finalidad [4].

A día de hoy nadie es capaz de negar la fama y el provecho de estos aparatos tras su adaptación fuera del ámbito militar. La investigación y el desarrollo sobre UAVs ha crecido tanto entre la comunidad científica como académica debido a la multitud de aplicaciones potenciales civiles de tipo industrial, agrícola, de emergencia o de exploración [5].

De cara al futuro, varios estudios apuntan a que los UAVs seguirán siendo el sector con el crecimiento más dinámico de la industria aeroespacial mundial, y lo cierto es que sus

predicciones hasta el momento no han ido desencaminadas [6]. Tecnologías emergentes como la inteligencia artificial a bordo, los sistemas de detección nuclear o la medición del tiempo de propagación por infrarrojos (LIDAR), así como la ligereza y eficiencia de nuevas fuentes de alimentación y el almacenamiento masivo de datos, son claras garantías de un futuro muy prometedor para los UAVs.

1.2. Objeto y alcance

El presente Trabajo Fin de Grado nace del proyecto de investigación “Sistema de control de vuelo para UAVs de ámbito profesional – URpilot”, financiado por la Agencia de Desarrollo Económico de La Rioja (2018-2021), y se incluye dentro de las líneas de investigación del grupo de Ingeniería de Control de la Universidad de La Rioja. Este proyecto tiene por objeto el desarrollo íntegro de un hexacóptero, lo que incluye subsistemas mecánico, eléctrico, de control y monitorización, y de comunicación. En este marco, los objetivos específicos del Trabajo Fin de Grado se detallan a continuación en el orden en que han sido alcanzados.

- Identificación experimental de los parámetros del sistema; estos son, los de sólido rígido y los de sus rótores (conjunto motor-hélice).
- Estudio de las posibles alternativas Li-Ion de cara a la alimentación del sistema. Comparativa teórica de todas ellas y validación experimental del modelo seleccionado.
- Rediseño del chasis del sistema en base al tipo y la disposición de baterías, y la distribución de potencia. Mecanizado del diseño propuesto.
- Diseño de las carcasas que albergan las baterías. Impresión 3D del prototipo.
- Modelado matemático de la orientación espacial del sistema de acuerdo a la Mecánica Clásica y la Teoría de los Cuaternios.
- Programación de un modelo de simulación no lineal encargado de estimar la actitud del UAV en base a la identificación experimental y al modelo matemático del mismo.

1.3. Definiciones y abreviaturas

A continuación, se definen una serie de términos empleados a lo largo del proyecto para la correcta comprensión del mismo.

- Actitud: orientación tridimensional que posee un sistema en el espacio definida por los ángulos de Euler (*roll*, *pitch* y *yaw*¹), de giro alrededor de los tres ejes principales (X , Y , Z).
- Autodescarga: reducción de la carga almacenada en una batería por medio de reacciones químicas internas sin que exista ninguna conexión entre los electrodos o cualquier circuito externo. La autodescarga disminuye la vida útil de la batería y da lugar a que tenga una carga inferior a la total tras ser cargada por completo. Se expresa en términos de porcentaje de pérdida de capacidad respecto a la capacidad nominal en un periodo de tiempo de un mes (% p.m.)
- Energía específica: energía que puede almacenar una batería por unidad de masa (Wh/kg).
- Empuje o *thrust*: fuerza aerodinámica de ascensión perpendicular al plano de giro de las hélices que se produce como reacción a la columna de aire que estas producen (N).
- *Hovering*: maniobra por medio de la cual un UAV se mantiene suspendido en el aire, flotando. Para lograr esto, la fuerza de empuje total ejercida por los rotores debe compensar el peso del UAV.
- Par de arrastre o *drag*: momento de fuerza que se genera en el plano de giro de las hélices de un UAV, de sentido contrario al de su rotación (Nm).
- Potencia específica: potencia que puede entregar una batería por unidad de masa (W/kg).

¹Se utilizará la designación inglesa para ángulos de alabeo, cabeceo y guiñada debido a su uso generalizado.

Capítulo 2

Vehículo aéreo no tripulado

Hoy en día los términos UAV y UAS son empleados indistintamente. Sin embargo, guardan una clara diferencia entre sí que es necesario explicar para evitar malentendidos. Mientras que el acrónimo UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) hace referencia literal a los vehículos aéreos no tripulados, UAS (*Unmanned Aerial System*) es más genérico y abarca la aeronave, su enlace de comunicaciones y estación de tierra. Teniendo en cuenta que este proyecto se ocupa principalmente de las partes mecánica y eléctrica de la propia aeronave, se cree más conveniente emplear el término UAV y no UAS cuando se haga alusión a ella.

2.1. Esquema general y funcionalidad

Un UAS consta de los siguientes subsistemas:

- Subsistema mecánico: el chasis del vehículo, la mecánica de los motores y las hélices.
- Subsistema eléctrico: las baterías, la eléctrica de los motores, la placa distribuidora de potencia y el cableado.
- Subsistema de control y monitorización: la sensórica, los variadores de velocidad y la controladora de vuelo.
- Subsistema de comunicación: la telemetría y el mando radiocontrol.
- Subsistema de accesorios: cámara, depósito, arma... en función de la misión del vuelo.

En los siguientes apartados se procede a desarrollar en profundidad aquellos componentes que más implicación han tenido en el proyecto.

2.1.1. Subsistema mecánico

Chasis

El chasis de un UAV juega un importante papel durante su vuelo. Además de ser un elemento puramente estructural, tiene gran influencia sobre el rendimiento aerodinámico, la estabilidad mecánica y la autonomía del mismo. De hecho, un UAV puede ser clasificado como helicóptero, dirigible, aeroplano y multirrotor en base al diseño de su chasis.

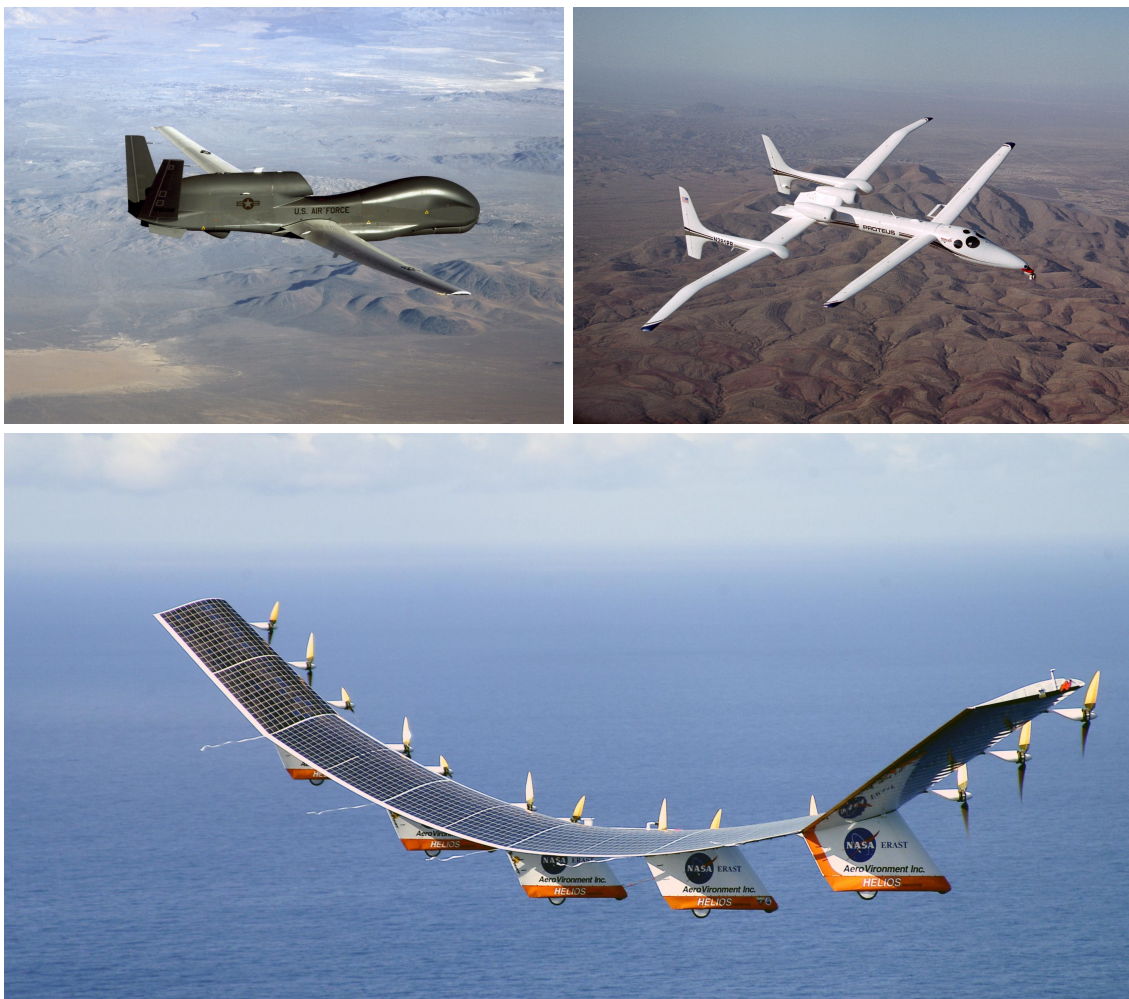


Figura 2.1: Empezando por la esquina superior izquierda y en el sentido de las agujas del reloj, los aeroplanos RQ-4 Global Hawk, Model 281 Proteus y NASA Centurion.

Aunque los orígenes de los UAVs se remontan casi a los de la propia aviación, tal y como se ha querido plasmar en el apartado 1.1, la base de conocimientos en que se fundamentan, aunque muy amplia, está inevitablemente sesgada hacia las categorías de aeronaves tripuladas que forman el grueso de los actuales procesos de diseño comercial y militar. En consecuencia, la madurez de ambas industrias es bien diferente [7].

Pongamos como ejemplo tres UAVs de tipo HALE (*High Altitude Long Endurance*): RQ-4 Global Hawk, Model 281 Proteus y NASA Centurion. Aunque han sido diseñados para tener valores de autonomía y techos de vuelo operativo similares (24-36 horas y 18000 metros, respectivamente), presentan fuselajes completamente diferentes (véase figura 2.1). La situación es muy distinta si la tarea se reduce a diseñar un avión de pasajeros de corto y medio alcance, para 120 personas y con una velocidad de crucero Mach 0.8 (compárense los líderes de este segmento de mercado Boeing 737-600, Airbus 318 y Embraer 195).

En efecto, las limitaciones aplicadas a una categoría de aviación y otra son también muy diferentes en tipo y número. El diseño del chasis de un avión comercial debe adaptarse al transporte de pasajeros, garantizando en todo momento su seguridad y comodidad, a la vez que cumplir con las exigentes restricciones en cuanto a eficiencia y coste. Por esta razón, el fuselaje del Boeing 737-600, Airbus 318 o Embraer 195 se considera el óptimo hasta la fecha. Sin embargo, a la vista de la figura 2.1, la decisión no es tan clara para los UAVs. Y ahí está la dificultad. La gran cantidad de libertades en el diseño del chasis de un UAV trae consigo soluciones muy distintas, siendo todas ellas válidas.

A diferencia de los aeroplanos, los UAVs de tipo multirrotores presentan características VTOL (*Vertical Take-Off and Landing*) y pueden ser situados en una posición fija, lo que ha supuesto una rápida popularización de los mismos. Las diferentes configuraciones disponibles tienen que ver fundamentalmente con el número y la disposición de sus rotores. Los multirrotores con más de cuatro, además de que pueden cargar con más peso, son más estables y menos vulnerables al fallo de uno o más rotores [8]. En particular, un hexacóptero puede seguir volando con normalidad sin uno de sus rotores e incluso aterrizar de forma controlada sin dos.

El chasis del multirrotores a estudio se trata del Tarot X6, mostrado en la figura 2.2. La tabla 2.1 recoge los datos de mayor interés.

Hélices

Pese a su aparente sencillez, las hélices de un UAV han sido y son objeto de numerosos estudios y teorías: “Teoría del disco actuador”, “Teoría del elemento de pala” o “Teoría de la línea sustentadora” [9]. Todas ellas contemplan la hélice como si se tratara de un ala que

produce un empuje en la misma dirección que su eje de rotación. Por esta razón, su sección transversal es considerada un perfil aerodinámico, caracterizado fundamentalmente por su



Figura 2.2: La plataforma Tarot X6, fabricada casi en su totalidad en fibra de carbono, cuenta con un tren de aterrizaje retráctil, brazos plegables, bandeja porta accesorios y PCB integrada.

Tabla 2.1

Plataforma Tarot X6	
Peso total	2000 g
Peso máximo de carga	7000 g
Altura	534 mm
Distancia entre ejes opuestos	960 mm
Diámetro de chapas centrales	328 mm
Diámetro máximo de hélices	457 mm

ángulo de ataque. La conclusión práctica a la que llegan estas teorías es que la hélice más eficiente es aquella que presenta mayor diámetro y ángulo de ataque. Sin embargo, la experiencia de numerosos pilotos sugiere considerar más parámetros a la hora de seleccionar la mejor hélice para cada UAV.

El tamaño de una hélice es directamente proporcional al empuje que realiza, pero también a la potencia que consume; e inversamente proporcional a su velocidad de respuesta. Todo

se debe, en términos generales, a la diferente cantidad de aire que deben barrer las hélices grandes en comparación con las pequeñas. Son los fabricantes de motores sin escobillas los que suelen indicar el tamaño de hélice más conveniente en base a sus KV (se verá más adelante).

Al igual que su tamaño, el ángulo de ataque de una hélice influye de la misma manera en el empuje, la potencia y la velocidad de respuesta. Adicionalmente, este parámetro también guarda una relación inversamente proporcional con el giro en *yaw* del multirrotor, de ahí que se prefieran palas más planas en drones que tengan que realizar cambios bruscos de dirección con respecto a su eje transversal.

Por otro lado, aumentar el número de palas de una hélice tiene los mismos efectos que aumentar su diámetro. Sin embargo, [10] demuestra que la configuración más eficiente sigue siendo la de dos palas. El uso de hélices de tres o cuatro palas puede ser interesante para reducir ruido, ya que con ellas se consigue realizar el mismo empuje a menor velocidad de giro. Otro aspecto que tiene que ver con el ruido, además de con la durabilidad y la eficiencia, es el material de las hélices, siendo usualmente plástico o fibra de carbono.

A menudo se discute si el uso de un par de hélices en contra-rotación, también conocidas como hélices coaxiales, es más eficiente que el de una sola hélice (obsérvese figura 2.3). Dado que las hélices coaxiales giran en dirección opuesta, las pérdidas por remolinos se minimizan. Sin embargo, la corriente que una genera puede perturbar a la otra. Por esta razón, una configuración coaxial cuidadosamente diseñada requiere de una hélice inferior de un diámetro ligeramente menor debido a la contracción del flujo, y de un ángulo de ataque ligeramente mayor debido al funcionamiento en un flujo ya acelerado. A efectos prácticos, la configuración más sencilla (una sola hélice) es la que arroja mejores resultados [10].



Figura 2.3: El cuadricóptero de hélices coaxiales Mapper X8, de la compañía xFold, es uno de los preferidos en los principales estudios cinematográficos.



Hélice Tarot 1855	
Peso total	32 g
Diámetro de la hélice	457 mm
Diámetro del eje	4 mm
Paso	140 mm
Tornillos, distancia entre ejes	M3, 12 mm

Figura 2.4 y Tabla 2.2

La tabla 2.4 recopila información acerca de la hélice finalmente empleada. Como extra, estas hélices cuentan con un pequeño alerón que difumina la presencia de remolinos o vórtices en cada una de sus puntas y mejora su relación empuje-resistencia (L/D , *Lift-to-Drag ratio*) [11].

2.1.2. Subsistema eléctrico

Motores

La selección de los actuadores que arrastran las hélices de un multirrotores se trata, sin lugar a dudas, de uno de los procesos más críticos durante su diseño. Su influencia es clara en apartados tan distintos como el tiempo de vuelo, la velocidad de respuesta o la máxima altura alcanzable. Para esta finalidad, los motores de corriente continua con y sin escobillas son los normalmente empleados. Lamentablemente, la mayor parte de los disponibles en el mercado cuentan con escasa información que permita evaluar o comparar su comportamiento, lo que complica aún más la tarea. En muchas ocasiones, el parámetro KV , que describe el número de revoluciones por minuto que puede alcanzar un motor sin carga por cada voltio aplicado, es el único indicador para el usuario. No obstante, los ensayos realizados en [12] demuestran su poca correlación y utilidad en condiciones normales de funcionamiento.

Los motores preferidos en multirrotores de medio y gran tamaño suelen ser los de corriente continua sin escobillas (*brushless*) debido a las múltiples y variadas desventajas que trae consigo el uso de las mismas:

- Necesidad de ser reemplazadas cada cierto tiempo
- Sobrecalentamiento debido a la fricción

- Generación de ruido eléctrico e interferencias electromagnéticas

Su presencia limita el par y la velocidad máxima, e influye de manera negativa en la eficiencia. Sin embargo, el no disponer de ellas para regular la velocidad de giro hace imprescindible el uso de complejos reguladores electrónicos, igual o más caros que los propios motores.

Los motores sin escobillas presentan dos posibles configuraciones según la posición de sus imanes y bobinas: rotor interno o externo. Esta última es la más usual debido a su mayor inercia y menor costo de fabricación. El tamaño del multirotor también exige ciertas características sobre sus motores, tales como el conexionado de las bobinas y el valor de KV [13]. Para los grandes, donde importa más el par que la velocidad, se requiere una configuración en estrella y bajo KV ; para los pequeños una configuración en triángulo y alto KV . Los motores seleccionados, cuyas características se encuentran recogidas en la tabla 2.3, pertenecen a la primera categoría.



Figura 2.5: Los motores sin escobillas TYI 5010-II KV340 son resistentes al polvo y la humedad. Sus imanes, denominados “de tierras raras”, están hechos de una aleación de neodimio, hierro y boro ($Nd_2Fe_{14}B$). Los imanes de tierras raras producen campos magnéticos significativamente mayores que los de ferrita o alnico.

Tabla 2.3

Motor sin escobillas TYI 5010-II KV340	
Peso total	170 g
Diámetro	58 mm
Altura	39 mm
KV	340 rpm/V
Tensión nominal	24 V
Corriente máxima	33 A

2.1.3. Subsistema de control

Módulos de potencia

Cada tipo de motor de corriente continua requiere un regulador de electrónico de velocidad distinto (ESC, *Electronic Speed Control*). Para controlar uno con escobillas, basta ajustar su tensión de armadura. En uno sin escobillas, sin embargo, el proceso es más complicado, ya que estos dispositivos no solo se comportan como variadores sino también como inversores y frenos dinámicos.

La manera en que consiguen regular la velocidad de giro del motor es variando el ciclo de trabajo de una red de transistores de efecto de campo (FET, *Field Effect Transistors*). Su rápida conmutación es lo que causa que el motor emita un característico quejido agudo, especialmente notable a bajas velocidades.

La mayoría de los variadores (reguladores) cuentan con sistemas BEC (*Battery Eliminator Circuit*) que aprovechan y rebajan la tensión de entrada procedente de las baterías para alimentarlo. Existen sistemas BEC lineales o conmutables, basados en resistores o bobinas y condensadores, respectivamente. Los primeros son menos eficientes y utilizados debido al malgasto de energía que supone el calor que continuamente generan.

Los variadores para motores sin escobillas crean una corriente alterna trifásica a partir de una continua proveniente de la batería (véase figura 2.6). Su microcontrolador adapta la frecuencia con que se polarizan las fases según una señal de tipo PWM (*Pulse Width Modulation*) que recibe de la controladora de vuelo. Oneshot, Multishot o DShot son algunos de los protocolos PWM más utilizados en aviación.



ESC Hobbywing XRotor 40A	
Peso total	26 g
Dimensiones	68×25×8,7 mm
Corriente continua	40 A
Corriente máxima (10 s)	60 A
Configuración batería	2-6S

Figura 2.6 y Tabla 2.4: Los reguladores electrónicos de velocidad seleccionados presentan 7 terminales: por un lado, las 3 fases del motor; por el otro, los 2 bornes de la batería y las 2 señales de comunicación.

Capítulo 3

Identificación del sistema

Para el modelado matemático del sistema (capítulo 6) y su futuro control, resulta necesaria la previa identificación de sus parámetros; estos son, los relacionados con el movimiento del sólido rígido y los relacionados con la actuación a través del rotor (conjunto motor-hélice). En este proyecto se ha optado por una indentificación púramente experimental contrastada en todo momento, eso sí, por cálculos teóricos. A lo largo del capítulo, se expondrán los bancos de prueba y métodos ideados para este cometido, así como los resultados obtenidos.

3.1. Parámetros del rotor

3.1.1. Fuerza de empuje

De acuerdo a la “Teoría del disco actuador”, desarrollada por los ingenieros británicos William Rankine y Robert Froude, el rotor es considerado un disco plano poroso de radio r y área A que genera una corriente de aire de densidad ρ . Bajo ciertas premisas físicas del fluido, puede extraerse una relación matemática entre la fuerza de empuje Γ y la velocidad angular requerida ω de la forma

$$\Gamma = C_T \rho A r^2 \omega^2, \quad (3.1)$$

donde C_T es un coeficiente que depende de la geometría del rotor. En la práctica, la expresión anterior se reduce a

$$\Gamma = c_T \omega^2. \quad (3.2)$$

Identificar de forma experimental la constante c_T tiene como ventaja incorporar el efecto del par de arrastre inducido por el flujo del rotor [14].

De cara al modelo de simulación, interesa obtener datos de Γ para distintas potencias u , $u \in [0, 1]$, y diferentes niveles de carga de batería V_{bat} , en los rangos propios del sistema físico:

$$\Gamma = u^2 k_{\Gamma 2}(V_{bat}) + u k_{\Gamma 1}(V_{bat}) \quad (3.3)$$

Como muestra la figura 3.1, el banco de pruebas consta de un mástil en cuyo extremo se fija al rotor. Toda la estructura, que actúa a modo de lastre, se apoya sobre una báscula que registra el peso levantado por el conjunto motor-hélice. Durante el ensayo también se registró la corriente consumida por el motor para cada valor de u con objeto de realizar estimaciones de tiempo de vuelo más fiables en el capítulo 5 (véanse figuras 3.2 y 3.3). Para estos datos se ajustan curvas de regresión según la expresión 3.3, cuyos coeficientes se muestran en la tabla 3.1, al final del apartado 3.1.3

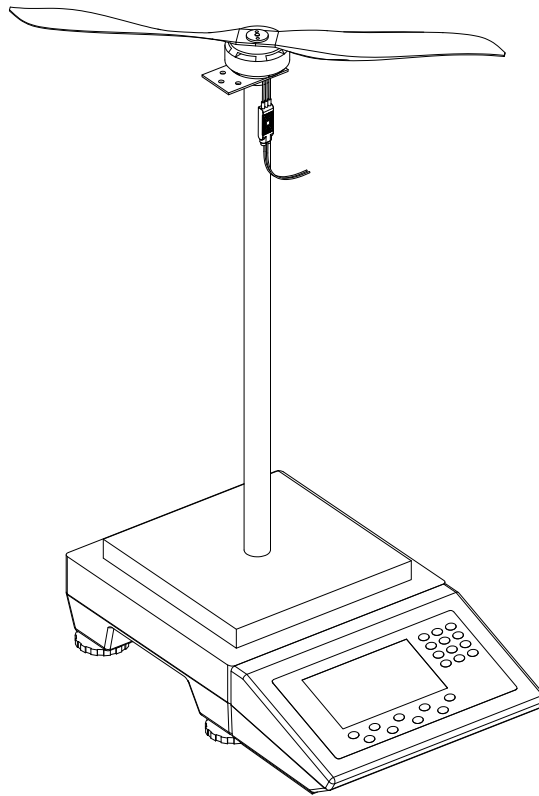


Figura 3.1: Banco de pruebas para la medida del empuje.

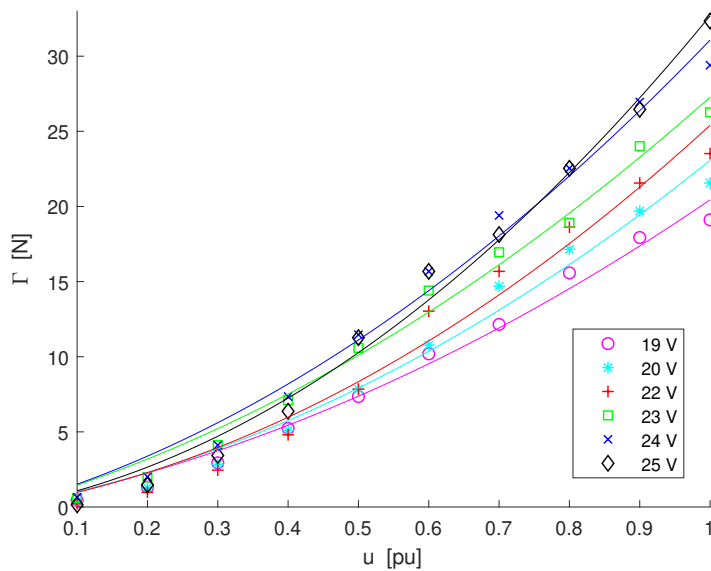


Figura 3.2: Identificación experimental del empuje y ajuste de curvas de regresión.

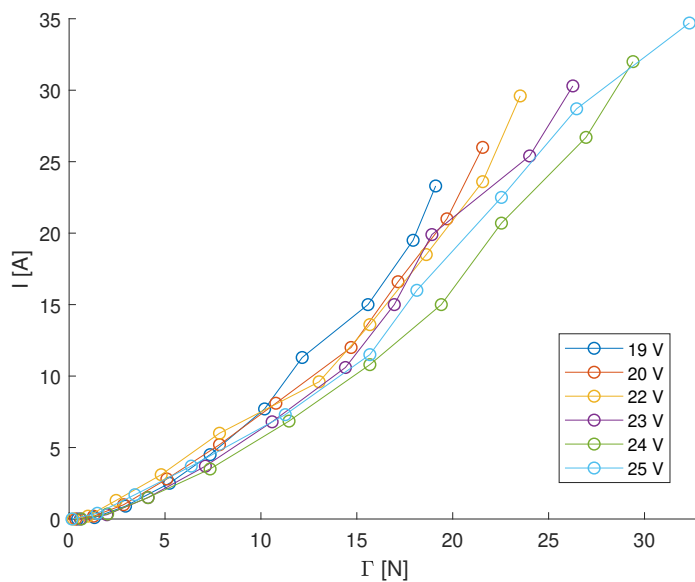


Figura 3.3: Consumo de corriente en función del empuje realizado. Cada una de las marcas equivale a una potencia u concreta. Obsérvese que la curva más eficiente es la correspondiente a 24 y no a 25 V.

3.1.2. Par de arrastre

Siguiendo con la “Teoría del disco actuador”, el par de arrastre δ generado por un rotor también guarda una relación bicuadrática con su velocidad de giro ω ,

$$\delta = c_Q \omega^2, \quad (3.4)$$

donde c_Q es un coeficiente que también depende de A , ρ y r .

Al igual que con el empuje, el modelo de simulación emplea curvas de regresión del tipo

$$\delta = u^2 k_{\delta 2} (V_{bat}) + u k_{\delta 1} (V_{bat}). \quad (3.5)$$

La identificación de los coeficientes de estas curvas se logra con el montaje mostrado en la figura 3.4, el cual emplea el mismo mástil presentado en la sección anterior. En esta ocasión, el motor no se encuentra fijado al mástil, sino a un perfil terminado en una varilla perpendicular a él. El mástil y el perfil pivotan entre sí, por lo que el par de arrastre generado por el rotor en un extremo del perfil angular se traduce en una fuerza en el otro extremo que es medida por la báscula. De esta manera, el par de arrastre para cada valor de u es fácilmente calculado según la expresión

$$\delta = lR, \quad (3.6)$$

donde l es la distancia entre el eje del motor y la varilla, y R la fuerza de reacción registrada por la báscula.

Los resultados de este ensayo son recogidos en la figura 3.5 y en la tabla 3.1.

3.1.3. Estática del rotor

La relación que guarda la tensión de alimentación con la velocidad de giro de un motor sin carga es puramente proporcional según la expresión

$$\omega = KV \cdot V_{bat}, \quad (3.7)$$

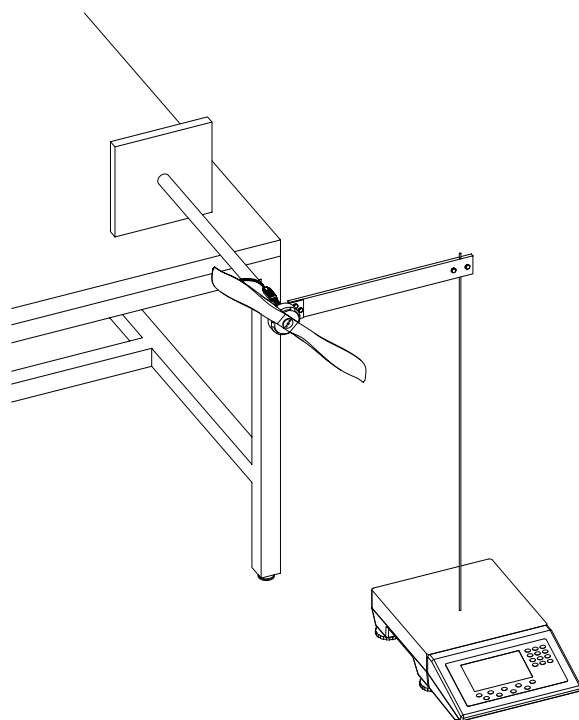


Figura 3.4: Banco de pruebas para la medida del par de arrastre.

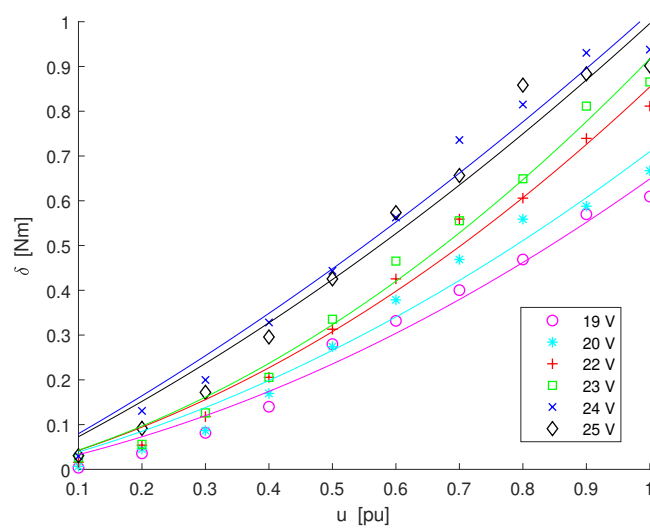


Figura 3.5: Identificación experimental del par de arrastre y ajuste de curvas de regresión.

donde KV es una constante proporcionada por el fabricante (véase apartado 2.1.2). La curva estática de velocidad del rotor,

$$\omega = uk_{\omega^1}V_{bat} + k_{\omega^0}V_{bat}, \quad (3.8)$$

se obtiene registrando sus valores estacionarios para cada valor de u aplicado.

Aunque se valoró el empleo de un simple tacómetro para medir las revoluciones por minuto del motor en cada instante, finalmente se optó por el uso de un fototransistor y la instalación del circuito mostrado en la figura 3.7 debido a su mayor precisión y fiabilidad. El programa asociado es capaz de enviar consignas PWM al variador de velocidad, leer las interrupciones generadas por la doble comparación y enviar por puerto serie los resultados. Por simplicidad y potencia, se decidió cargarlo en una placa Arduino UNO. La figura 3.6 presenta el montaje utilizado para la realización de este ensayo.

Los resultados, expuestos en la figura 3.8 y la tabla 3.1, presentan una tendencia lineal en el intervalo $u \in [0.1, 0.8]$ y saturación en potencias superiores. Estos datos son de utilidad para establecer la zona lineal de operación, o de validez de modelos dinámicos lineales, así como para determinar la variación de la ganancia estática o incertidumbre.

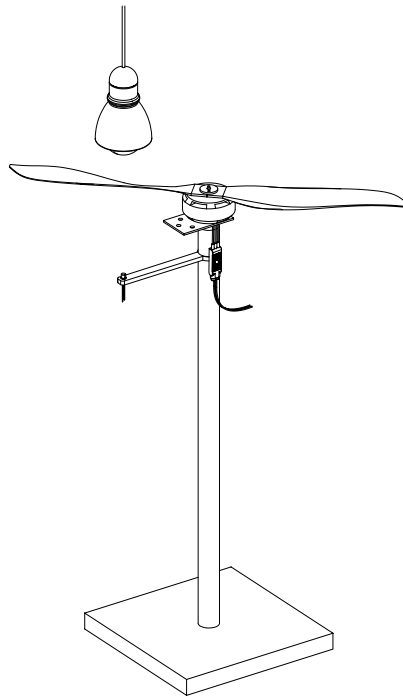


Figura 3.6: Banco de pruebas para la medida de la estática.

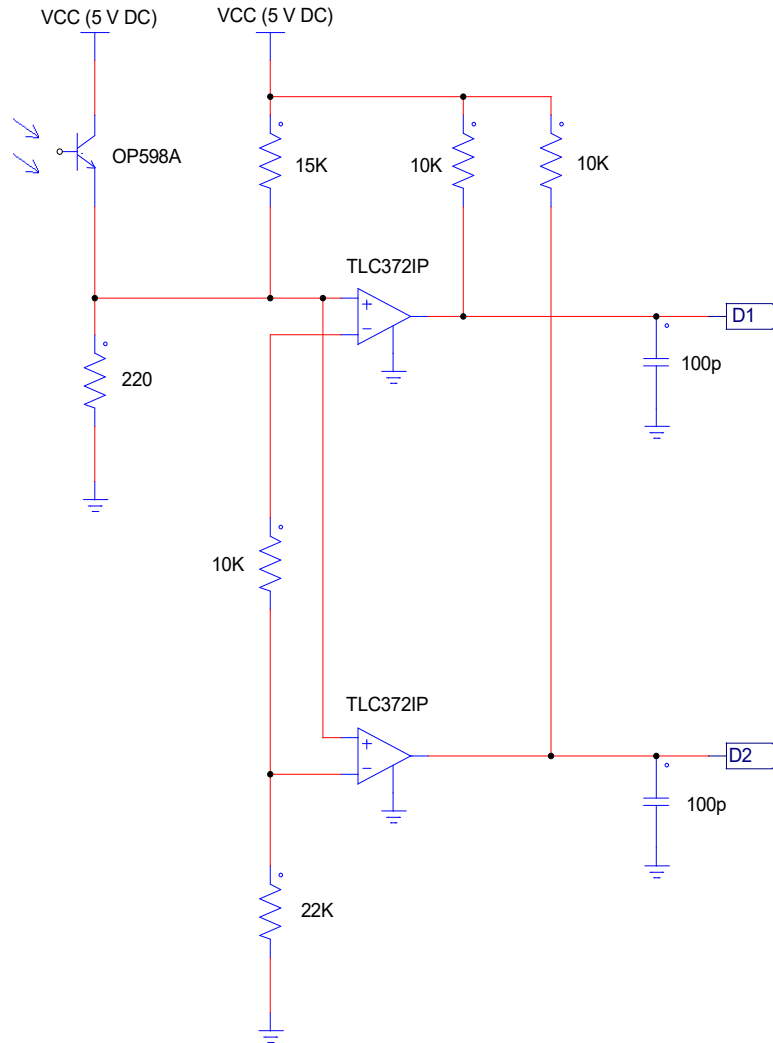


Figura 3.7: El circuito consta de dos amplificadores operacionales comparadores cuyas salidas están conectadas a dos pines digitales de un Arduino UNO. En la patilla negativa de cada uno se instalan resistencias con el fin de establecer dos niveles de tensión, uno mayor que el otro. Cuando una pala de la hélice cruce por encima del fototransistor (véase figura 3.6), este dejará de conducir, produciendo la saturación a nivel bajo del primer amplificador. Poco después, la tensión descenderá por debajo del nivel correspondiente al segundo amplificador, haciendo que sature también. Estando ambos comparadores a nivel bajo, se generará una interrupción que registre el recuento de un pulso. La doble comparación es una estrategia que robustece el sistema al evitar problemas derivados del ruido en la señal.

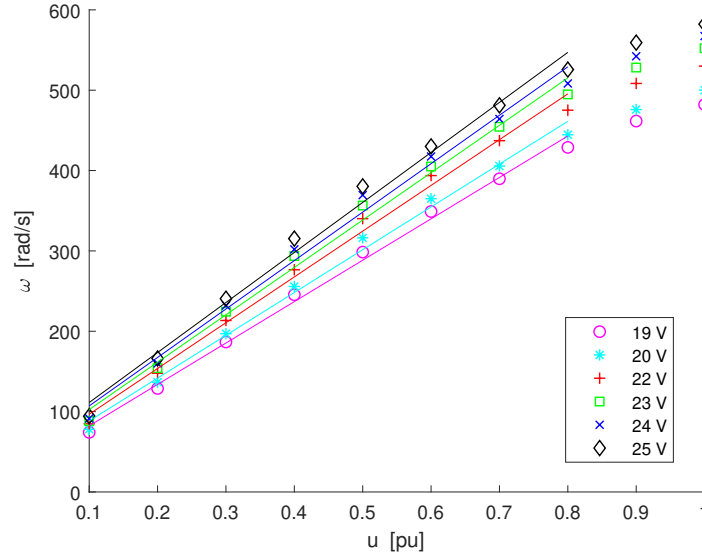


Figura 3.8: Identificación experimental de la estática y ajuste de curvas de regresión.

Tabla 3.1: Coeficientes de las curvas de regresión 3.3, 3.5 y 3.8.

	19 V	20 V	22 V	23 V	24 V	25 V
$k_{\Gamma 2}$	11,385	14,476	17,441	14,135	17,681	24,275
$k_{\Gamma 1}$	9,054	8,591	7,961	13,138	13,394	8,409
$k_{\delta 2}$	0,3559	0,3564	0,4782	0,5422	0,2473	0,2958
$k_{\delta 1}$	0,293	0,3536	0,3761	0,3752	0,7724	0,7003
$k_{\omega 1}$	515,23	532,7	569,5	589,57	602,85	622,47
$k_{\omega 0}$	30,795	35,122	39,82	43,59	46,843	49,087

3.1.4. Dinámica del rotor

La relación dinámica entre la señal de control u (antes identificada como potencia) y la velocidad de giro del rotor ω se aproxima a un sistema de primer orden en el dominio de Laplace [15]

$$P(s) = \frac{\Omega(s)}{U(s)} = \frac{K}{\tau s + 1}, \quad (3.9)$$

donde K es la ganancia estática y τ la constante de tiempo.

Para la identificación de ambos parámetros se hace uso del mismo programa y montaje del ensayo anterior. A la vista de la figura 3.8, se decide capturar la respuesta en velocidad ante una entrada de tipo escalón 45-55 %. El ensayo es repetido para cada uno de los niveles de tensión estudiados. Los resultados obtenidos son exportados a la herramienta “System Identification” de Matlab[®], por medio de la cual se estiman plantas de primer orden con una ganancia estática y constante de tiempo medias $K = 55,32$ (dentro de los valores esperados según la figura 3.8) y $\tau = 0,0993$. La respuesta experimental y la del modelo se representan en la figura 3.9, demostrándose la validez del ajuste.

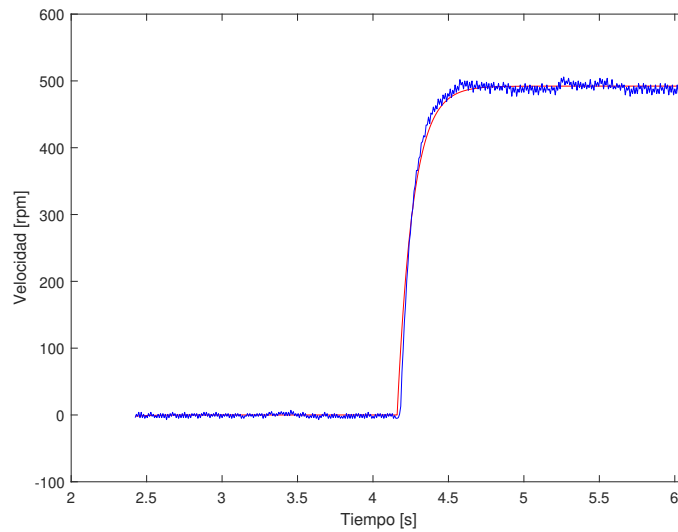


Figura 3.9: Respuesta dinámica en velocidad del rotor y del modelo identificado.

3.2. Parámetros de sólido rígido

3.2.1. Tensor de inercias

El cálculo del tensor de inercias puede realizarse suponiendo que la geometría del UAV está compuesta por figuras tridimensionales simples (cilindros y paralelepípedos) con un alto grado de simetría. Pese a la rapidez y sencillez del cómputo, este método resulta muy poco preciso.

El tensor de inercias también admite ser identificado según el experimento del péndulo bifilar [16], que consiste en la suspensión del UAV por medio de dos hilos de la misma longitud y equidistantes a su centro de masas. Se hace oscilar el cuerpo sobre un eje

que pasa por su centro de masas y es paralelo a los hilos, y se registra su respuesta libre amortiguada hasta que vuelva al reposo. Midiendo el periodo de oscilación y el decaimiento logarítmico de la señal, se calculan las inercias de cada eje ($k = x, y, z$) según la expresión

$$I_k = \frac{KT^2}{4\pi^2 + \ln^2 \frac{y_1}{y_2}}, \quad (3.10)$$

donde y_1 e y_2 son dos máximos consecutivos de la señal, T el periodo de la misma y

$$K = \frac{mga^2}{h}, \quad (3.11)$$

siendo m la masa del UAV, g la aceleración de la gravedad, a la distancia de cada hilo al centro de masas y h su longitud.

A diferencia del anterior, este método es mucho más completo y exacto. Sin embargo, precisa tener completamente construido todo el UAV, algo que no fue posible debido al cronograma del proyecto y los plazos de entrega de materiales. Teniendo en cuenta que un software CAD debía ser irremediamente empleado en el capítulo 5, se eligió SolidWorks[®], en parte por su paleta “Análisis de movimiento”, capaz de calcular el tensor de inercias de cualquier cuerpo 3D diseñado en la plataforma.

Teniendo decidida la alimentación y el rediseño del sistema (capítulos 4 y 5), se realizó el modelo 3D completo del UAV, considerando el peso, las dimensiones y el material de cada componente. SolidWorks[®] se encargó de situar el centro de masas y calcular el tensor de inercias con respecto al mismo:

$$\begin{pmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0,3502 & 0 & 0 \\ 0 & 0,6737 & 0 \\ 0 & 0 & 0,3438 \end{pmatrix} [\text{kg}\cdot\text{m}^2] \quad (3.12)$$

Capítulo 4

Alimentación del sistema

El estudio y selección de las baterías de un UAV exige revisar no solo cómo el sistema influye en su alimentación, sino también cómo la alimentación influye en el sistema. Y es que esta relación de causalidad bidireccional es especialmente problemática en el mundo de los multicopteros.

Dada la constitución de los motores y la presencia de bobinas en los mismos, las baterías deben suministrar una elevada cantidad de corriente. Por otro lado, el peso añadido que supone la fuente de alimentación del aparato conviene que sea lógicamente el menor posible. Afortunadamente, el constante conflicto entre estos y otros muchos requisitos se ha visto apaciguado con la invención de la batería recargable de iones de litio (Li-Ion). De hecho, su descubrimiento en 1985 y posterior desarrollo ha sido motivo del Premio Nobel de Química 2019 [17].

A día de hoy existe una ingente cantidad de variedades y formatos de estas baterías. En los siguientes apartados se estudiarán las distintas alternativas propuestas, así como los factores que más impacto han tenido sobre la decisión final.

4.1. Batería de iones de litio (Li-Ion)

Desde que Alessandro Volta presentó su famosa “pila” en el año 1800 [18], tremendos esfuerzos han sido invertidos en el desarrollo de baterías. A pesar de ello, solo unas pocas configuraciones han sido exitosas —no olvidar que todavía se sigue dependiendo de la batería de ácido-plomo, descubierta a mediados del siglo 19 [19]. A pesar de tener un principio de funcionamiento similar al de la pila voltaica, esta batería fue la primera que podía

ser recargada. Otro hito ocurrió en 1899 con el descubrimiento de las baterías alcalinas de níquel-hierro (NiFe) y níquel-cadmio (NiCd), predecesoras de las archiconocidas baterías de níquel-metal hidruro (NiMH), que empezaron a comercializarse en 1989.

A mediados del siglo 20, las limitadas densidades energéticas y capacidades de las baterías disponibles impulsaron la búsqueda de mejores configuraciones, y las excelentes propiedades electroquímicas del litio lo convirtieron en un blanco fácil. El trabajo conjunto de científicos como John B. Goodenough, M. Stanley Whittingham y Akira Yoshino, ahora Premios Nobel, consiguió dar con los compuestos óptimos en ánodo, cátodo, separador y electrolito. En poco tiempo, la batería de iones de litio ha logrado destronar a la omnipresente batería de ácido-plomo gracias a un buen número de ventajas [20], como son:

- Mayor densidad energética
- Mayor vida útil
- Menor peso y dimensiones
- Menor tasa de descarga en estado de reposo (autodescarga)
- Menor tiempo de carga y posibilidad de carga rápida
- Menor riesgo medioambiental
- Ausencia de efecto memoria

Estas y otras cualidades han popularizado su uso en campos tan diversos como la telefonía móvil, el almacenamiento de energías renovables o la movilidad eléctrica. En particular, la aplicación de esta tecnología en el mundo de los UAVs ha supuesto un antes y un después.

Actualmente, existe una gran variedad de baterías Li-Ion basadas en el mismo principio de funcionamiento que las originales. El ánodo de todas ellas suele ser típicamente grafito, siendo el compuesto que conforma el cátodo el que confiere unas características únicas a cada modelo. La tabla 4.1 recoge los principales y algunas de sus aplicaciones más sonadas.

De entre las representadas en dicha tabla, las baterías LiPo han sido y siguen siendo las más empleadas en UAVs debido a su alta potencia específica, moderada energía específica, bajo coste, alto ciclo de vida y escalabilidad [21]. Dada la creciente fama de las baterías INR y sus aparentes ventajas sobre las LiPo, se decide realizar una comparativa teórica y práctica entre ambas.

Tabla 4.1: Tipos de baterías Li-Ion según el compuesto de su cátodo o el estado de su electrolito (primera y segunda sección, respectivamente). Las baterías LCB o LiPo se distinguen de las anteriores por tener un electrolito en estado sólido y no líquido. Pueden presentar cualquier compuesto en cátodo, siendo LiCoO_2 el más común.

Acrónimo	Cátodo / Electrolito	Ejemplos de aplicaciones
ICR, LCO	LiCoO_2	Samsung Galaxy Note 7, Smart Fortwo ED
IMR, LMO	LiMn_2O_4	Vitratror G70 DR, Zoll AED Plus
INR, NMC	LiNiMnCoO_2	Renault ZOE, BMW i3, Tesla Powerwall
IFR, LFP	LiFePO_4	Nuva M8, Stier EZL-10
NCA	LiNiCoAlO_2	Tesla Roadster, Model X y Model S
LTO	Li_2TiO_3	Mitsubishi i-MiEV, Honda EV-neo y Fit EV
Li-S	Li_2S_2	Project Loon, Facebook Aquila, Airbus Zephyr

LCB	Cerámico	En desarrollo
LiPo	Polimérico	Todo tipo de multirrotores o dispositivos móviles

Tabla 4.2

	LiPo (ICR)	INR
Potencia específica [kW/kg]	7-10	1-4
Energía específica [Wh/kg]	130-200	160-230
Ciclos de vida	500-1000	1000-2000
Seguridad	Media	Media-Alta
Coste medio [\$/kWh]	610	420
Tiempo de vuelo medio [min]	20-25	30-40

4.2. Comparativa entre Li-Ion INR y LiPo

Como se ha comentado líneas atrás, ambas baterías presentan el mismo principio de funcionamiento: el intercambio de iones de litio entre el electrodo negativo y positivo a través de un medio conductor conocido como electrolito. Para evitar el cortocircuito y lograr la migración exclusiva de iones, un separador de poros microcópico es dispuesto entre ambos electrodos.

A diferencia del resto de baterías recogidas en la tabla 4.1, las LiPo destacan por tener un electrolito sólido basado en un compuesto polimérico. El uso de este material elimina la necesidad de contener al tradicional electrolito líquido, lo que simplifica el diseño de la célula y mejora su seguridad y durabilidad [22]. Además, los bajos módulos elásticos

de los polímeros hacen posible el diseño de baterías flexibles de cualquier tamaño y forma, alejándose así del característico formato cilíndrico del resto de Li-Ion. Por contra, la conductividad iónica de los electrolitos sólidos es generalmente menor que la de los líquidos.

A nivel de usuario, las diferencias entre las baterías INR y LiPo pueden reunirse en cinco ítems: potencia específica, energía específica, ciclos de vida, seguridad y coste. La tabla 4.2 las evalúa en base a ellos.

4.2.1. Condicionantes

Una vez analizadas las características generales técnicas de cada tipo de batería, se procede a compararlas teniendo en cuenta su influencia directa sobre el UAV. Además de los impuestos por los propios motores y sus reguladores de velocidad (apartados 2.1.2 y 2.1.3, respectivamente), los condicionantes con mayor factor de impacto son:

- Dimensiones
- Tiempo de vuelo
- Precio

Una buena cantidad de alternativas más se han podido estudiar gracias al rediseño del chasis del UAV propuesto en el capítulo 5. De hecho, fue el estudio de las baterías el que demostró que, dado el pequeño espesor entre chapa superior e inferior y la desventajosa ubicación de la tornillería en ellas, el chasis original debía ser alterado o directamente cambiado. Estos y otros requisitos, detallados en el apartado 5.1, inclinaron la balanza a favor de la última opción.

Por otro lado, el tiempo de vuelo es típicamente estimado como el ratio entre la energía almacenada y la potencia consumida. La fórmula propuesta en este proyecto supone el empleo de una batería ideal que entrega su capacidad nominal sin importar la tasa de descarga. En la práctica, tal y como demuestra [21], la energía específica de una batería disminuye conforme aumenta la potencia específica requerida. Para tener esto en cuenta, [23] propone la adopción de un coeficiente constante de capacidad efectiva y [24] de uno variable en función de la tasa de descarga. Por contra, la fórmula del ingeniero alemán Wilhelm Peukert, que fue el primero en modelar de forma empírica esta relación en baterías de ácido-plomo, no es aplicable a baterías Li-Ion debido principalmente al aumento de temperatura que sufren a medida que se descargan [25].

En cuanto a la potencia demandada por el rotor, la fórmula comunmente empleada es la que se deriva de la “Teoría del disco actuador”. Bajo ciertas premisas físicas del fluido, puede extraerse una relación matemática entre el empuje Γ y la potencia requerida P de la forma

$$P = \sqrt{\frac{T^3}{2\rho A}}. \quad (4.1)$$

donde ρ es la densidad del aire y A el área del disco que genera el rotor en movimiento.

En general, todos los efectos adversos que no considera esta fórmula, tales como la eficiencia de los rotores o la interacción entre ellos, suelen reunirse en un término constante denominado “Figura de Mérito” (FM, η) [9],

$$P = \frac{1}{\eta} \sqrt{\frac{T^3}{2\rho A}}, \quad (4.2)$$

si bien es cierto que la eficiencia del sistema aumenta conforme también lo hace la velocidad de giro del rotor [21].

A pesar de ser una fórmula ampliamente utilizada y verificada en literatura científica [9,26,27], resulta más rápido y preciso aprovechar el ensayo de empuje explicado en el capítulo 3 para obtener de forma experimental la potencia consumida en función del empuje realizado. De todas las curvas que muestra la figura 3.3 se toma como referencia la de 22 V por ser 22,2 V (6S) la tensión nominal que precisa cada motor y que, por ende, presenta cada pack de baterías propuesto.

Teniendo en consideración todo esto, la fórmula finalmente empleada para calcular el tiempo de vuelo es:

$$t = \frac{E}{P} = \frac{V_{nom} \cdot k \cdot C_{nom} \cdot r}{n \cdot V_{nom} \cdot I} = \frac{k \cdot C_{nom} \cdot r}{n \cdot I} \quad (4.3)$$

donde V_{nom} es la tensión nominal ($V_{nom} = 22,2$ V), C_{nom} la capacidad nominal de las baterías estudiadas, k es el porcentaje máximo de gasto de batería (se considera $k = 80\%$), r el número de ramas de baterías en paralelo por cada pack, n el número de motores ($n = 6$), e I la corriente demandada por cada uno de ellos.

El tiempo presentado en la comparativa es el correspondiente al de un vuelo en *hover*. En consecuencia, la corriente demandada por cada rotor será la necesaria para que en conjunto

puedan realizar un empuje igual al peso total del UAV, incluyéndose en él lógicamente el supuesto por las baterías.

4.2.2. Resultados

De todas las opciones INR y LiPo estudiadas, las siguientes tablas exponen las que presentan mejores resultados.

Resultados LiPo

Tabla 4.3: 12 baterías 3S (6000 mAh, 30C), 2S-1P por motor

Modelo	Peso [g]	Dimensiones [mm]	t_{hover} [min]	Precio [€]
Desire Power V8 Series	5040	36×45×136	23,57	659
U-TECH PRO	5268	35×50×142	22,53	558

Tabla 4.4: 6 baterías 6S (6000 mAh, 30C), 1S-1P por motor

Modelo	Peso [g]	Dimensiones [mm]	t_{hover} [min]	Precio [€]
Desire Power V8 Series	4860	45×65×136	24,46	714

Tabla 4.5: 6 baterías 6S (8000 mAh, 30C), 1S-1P por motor

Modelo	Peso [g]	Dimensiones [mm]	t_{hover} [min]	Precio [€]
Desire Power V8 Series	6450	45×55×190	24,13	987

Tabla 4.6: 3 baterías 6S (10000 mAh, 15C), 1S-3P por motor

Modelo	Peso [g]	Dimensiones [mm]	t_{hover} [min]	Precio [€]
Desire Power V8 Series	3720	48×70×172	25,79	465

Tabla 4.7: 2 baterías 6S (20000 mAh, 20C), 1S-2P por motor

Modelo	Peso [g]	Dimensiones [mm]	t_{hover} [min]	Precio [€]
Desire Power V8 Series	4940	70×98×171	26,73	758

Resultados INR

Tabla 4.8: Configuración 6S-2P (3000 mAh, 20A; 3000 mAh, 30A), 12 pilas por motor

Modelo	Peso [g]	Dimensiones [mm]	t_{hover} [min]	Precio [€]
LG 18650 HG2	3456	18,35×64,94	31,98	259 (3.6 ud.)
Sony 18650 VTC6	3362	18,35×64,94	32,39	234 (3.25 ud.)

Tabla 4.9: Configuración 6S-3P (3000 mAh, 20A), 18 pilas por motor

Modelo	Peso [g]	Dimensiones [mm]	t_{hover} [min]	Precio [€]
LG 18650 HG2	3456	18,35×64,94	31,98	388 (3.6 ud.)

Tabla 4.10: Configuración 6S-2P (4250 mAh, 15A; 4000 mAh, 30A), 12 pilas por motor

Modelo	Peso [g]	Dimensiones [mm]	t_{hover} [min]	Precio [€]
Panasonic 20700 NCRB	4536	21,1×70,4	37,18	342 (4.75 ud.)
Samsung 20700 40T	4809	21,1×70,4	32,97	428 (5.95 ud.)

4.2.3. Decisión final

A la vista de las anteriores tablas, hay un claro ganador: las baterías INR son mejores que las LiPo en la mayoría de campos. Además de arrojar tiempos de vuelo mayores, superiores a los 30 minutos, cuestan aproximadamente la mitad. También es cierto que ocupan un mayor espacio (la densidad energética de las baterías LiPo es bastante superior), pero esto no supone un gran problema ya que sus reducidas dimensiones y forma de empaquetado permite ubicarlas entre las chapas superior e inferior del chasis, lo cual conlleva numerosas

ventajas frente a otras disposiciones (esto se estudiará en profundidad en el siguiente capítulo).

De todas las opciones INR propuestas, se selecciona el modelo Sony VTC6 debido a su reducido precio y alto tiempo de vuelo. Aunque las Panasonic NCRB las superan en tiempo de vuelo, se decide desechar esta opción en base a su formato (20700, 21.1×70.4 mm) menos extendido y abundante en accesorios, en comparación con el de las Sony VTC6 (18650, 18,35×64,94 mm).

4.2.4. Validación experimental

Una vez escogido el modelo INR en base a los cálculos teóricos, se procede a validarlos de forma experimental. Para ello se hace uso de un circuito de descarga como el que muestra la figura 4.2. De nuevo, un Arduino UNO es el encargado de controlar y monitorizar los distintos parámetros. A la vista de las gráficas (véase figura 4.1), se corrobora que la fórmula empleada para estimar el tiempo de vuelo es correcta, puesto que la curva asociada al vuelo en *hover*, correspondiente a los 6 A, arroja un tiempo de vuelo muy similar al obtenido teóricamente (31,25 minutos medidos frente a los 32,39 calculados).

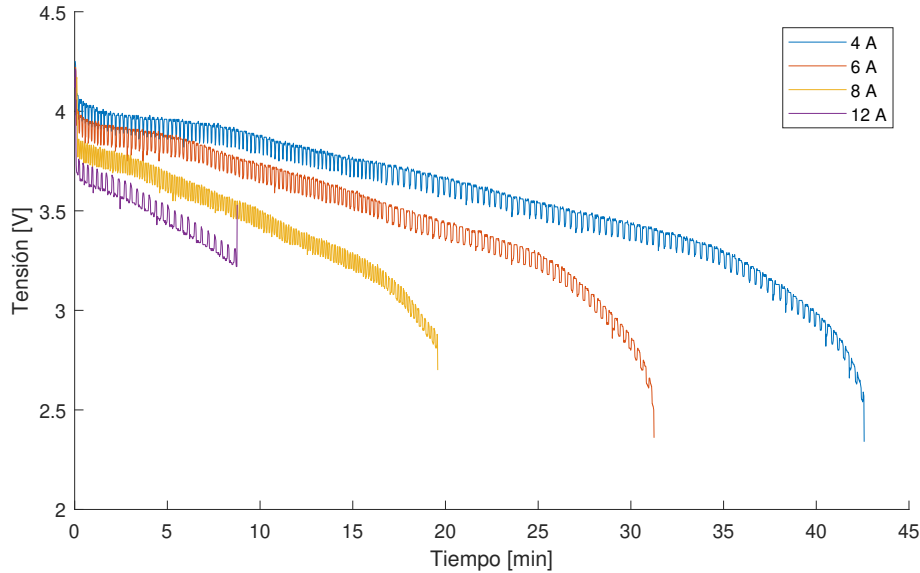


Figura 4.1: Tiempos de vuelo medidos frente a diferentes corrientes de descarga. Ensayos realizados al modelo Sony VTC6. Como muestra el diagrama 4.2, la batería es descargada desde los 4,2 V (completamente cargada) hasta los 2,5 V (completamente descargada). El ensayo correspondiente a los 12 A tuvo que ser abortado debido a que la temperatura de la batería sobrepasó los 50 °C.

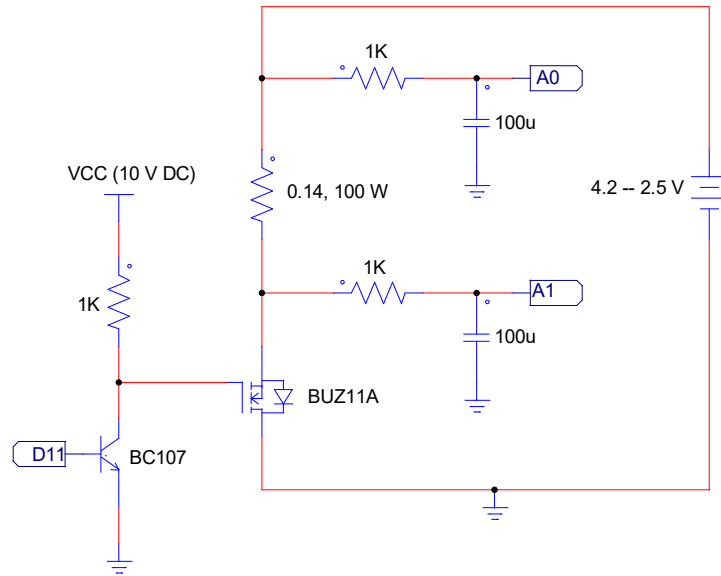


Figura 4.2: El circuito consta de un transistor que comanda a un MOSFET. El transistor es excitado según una señal PWM proveniente de la salida digital del Arduino. Así mismo, el MOSFET también muestra un comportamiento corte-saturación. Según el ciclo de trabajo de la señal PWM, la batería suministra una u otra corriente, que es medida de forma indirecta mediante dos circuitos RC. En todo momento se evalúa la temperatura que presenta la batería, abortando la descarga en caso de ser superior a los 50 °C.

Capítulo 5

Rediseño del sistema

El estudio de las baterías, expuesto en el capítulo anterior, sugiere desde el principio un rediseño del chasis original del UAV. Y es que muchas de las baterías LiPo comparadas solo podían ser alojadas en la bandeja inferior del Tarot X6. Esta disposición, pese a ser la más sencilla, trae consigo ciertas desventajas:

- Se desaprovecha el espacio entre chapa superior e inferior. Aun situando dentro la sensórica y la controladora de vuelo, no se logra ocupar ni la mitad del espacio disponible, de ahí que se crea más conveniente alojar las baterías en él.
- Tal y como indica el propio fabricante, la bandeja inferior del Tarot X6 está destinada a cargar accesorios. Fijar la batería en ella complicaría la instalación de cualquier otra carga, como puede ser una cámara o un depósito.
- El hecho de que la batería quede tan expuesta durante el vuelo, además de ser poco estético, puede conllevar serios peligros: desconexión accidentada ante cualquier movimiento brusco, sobrecalentamiento, baja protección frente a derribos...
- Como se muestra en el capítulo anterior, el peso de una batería capaz de suministrar tanta corriente supera al del propio multicoptero en la mayoría de los casos. Situar la batería en la bandeja supone desplazar considerablemente hacia abajo el centro de gravedad del UAV, lo cual afecta de forma negativa a su estabilidad [28].

La decisión de utilizar baterías INR en vez de LiPo, motivada en parte por lo comentado arriba, conlleva un análisis del espacio disponible y necesario entre ambas chapas, que será descrito en los siguientes apartados. Después se detallará el diseño final, tanto de las chapas del chasis del multirroto como de las carcasas que albergarán las pilas.

5.1. Disposición de las baterías

Tras elegir las baterías, el primer problema a encarar fue su disposición. Las principales restricciones impuestas por el chasis original del UAV eran la superficie de sus dos chapas, la situación de la tornillería en ellas (véase figura 5.1) y el espesor entre ambas. Este último dependía exclusivamente de las extremidades que soportan y permiten plegar los brazos del UAV, mostradas en la figura 5.2. Varias pruebas demostraron la necesidad de reconsiderar el espesor como una restricción, ya que el disponible no era suficiente para albergar dos pisos de pilas y resultaba muy complicado instalar y conectar las 72 pilas en uno solo (véase figura 5.3). Esto abrió camino a configuraciones más simples y realizables, como las que plasma la figura 5.4. Como ventaja añadida, todas ellas permiten la fácil extracción de cada bloque de 12 pilas (6 por piso) para así poder cargarlas o reemplazarlas. También se barajó la idea de “decalar” un piso de pilas con respecto al otro con objeto de disminuir al máximo el espesor entre chapa y chapa, pero finalmente se acabó desechando debido a su complejidad.

Cabe destacar, tal y como se puede apreciar en las figuras 5.3 y 5.4, que ninguna configuración propuesta, con independencia de su mayor o menor complejidad, logra respetar la situación de la tornillería. Además, algunas de las más interesantes dejan sobresaliendo una o más pilas fuera de la chapa, lo cual no es nada ventajoso desde cualquier punto de vista. Esto ocurre en determinadas aristas y no en todas ya que la chapa no presenta simetría cental. En consecuencia, la posición de los brazos del drone tampoco es simétrica, hecho que complica no solo la organización espacial sino también los cálculos teóricos.

Todas estas razones motivaron el rediseño del chasis del UAV.

5.2. Rediseño del chasis

Una de las principales ventajas y desventajas que conlleva rediseñar por completo una pieza es la clara reducción de limitaciones. Por esta razón, es conveniente fijar prioridades que vayan acotando el terreno de juego. Una de ellas es la disposición de baterías, estudiada en profundidad líneas arriba. Aun siendo todas fácilmente implementables, se elige la que lo es más (disposición *c*) de la figura 5.4). Esta decisión se vió claramente influenciada por la existencia de separadores comerciales que organizan de forma modular las pilas y permiten su fácil soldado (véase figura 5.5).

El siguiente paso fue idear una carcasa que alojase a cada módulo. Se buscó que esta fuera robusta y extraíble. La figura 5.6 muestra dos de las soluciones propuestas. Fundamentalmente se diferencian en su aspecto y conexionado. Mientras que la primera distribuye la

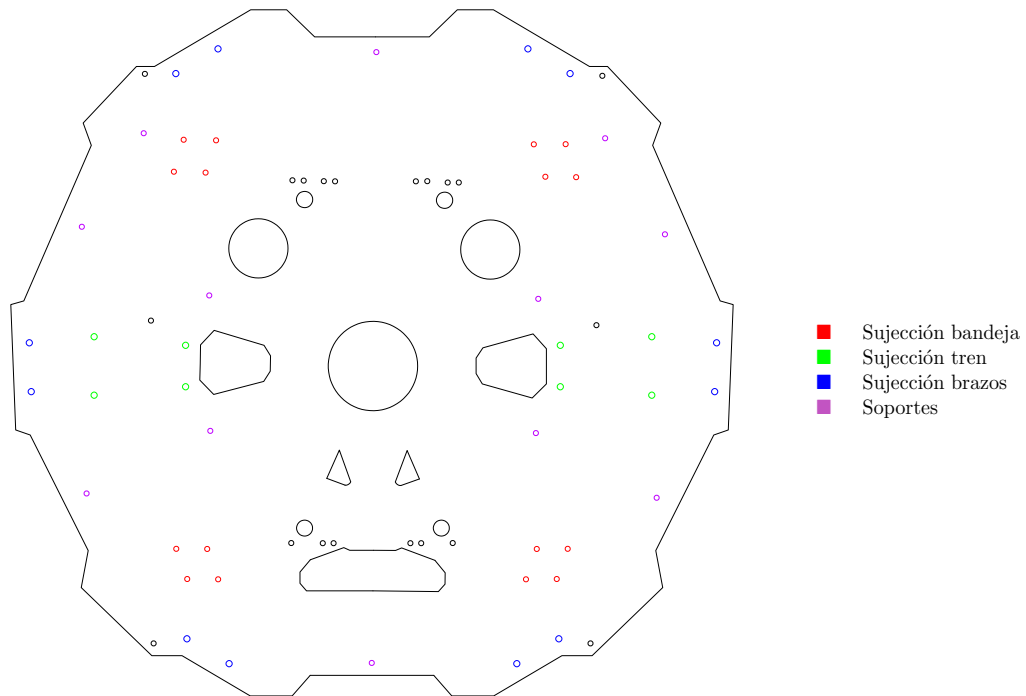


Figura 5.1: Ubicación de la tornillería en la chapa inferior original del Tarot X6.

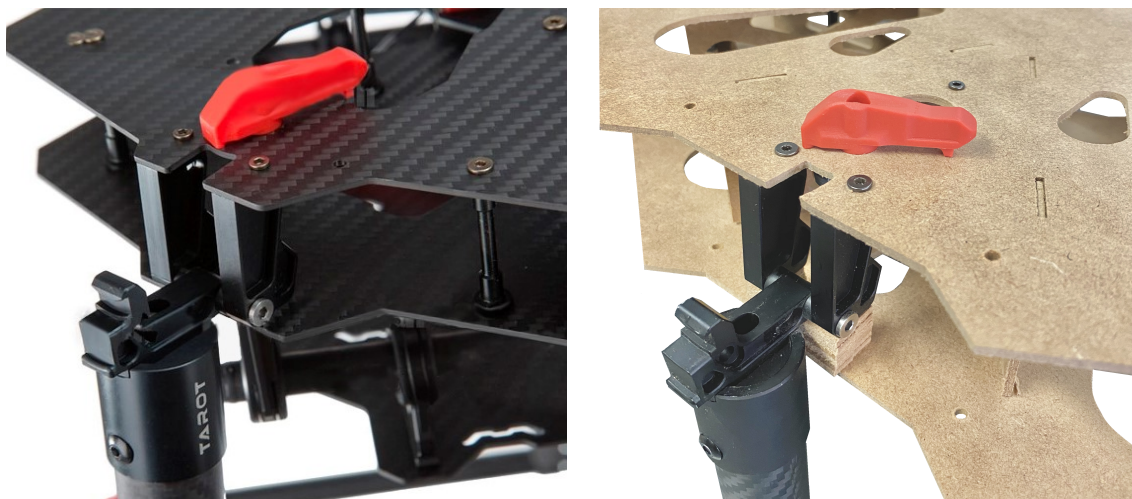


Figura 5.2: Como el espesor entre chapas del Tarot X6 no era suficiente para alojar dos pisos de pilas, se calzaron las sujeciones articuladas de sus brazos hasta alcanzar el deseado.

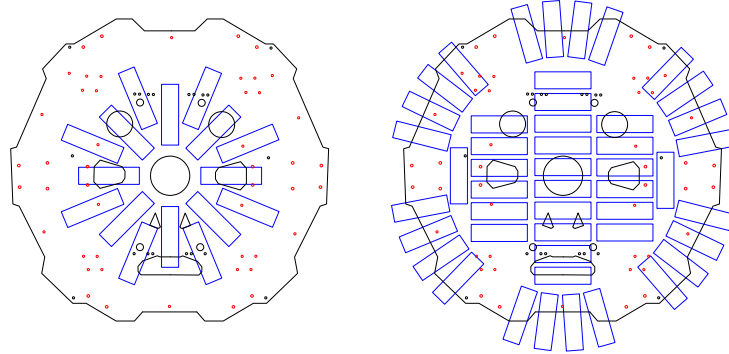


Figura 5.3: A la derecha, una posible disposición de las 72 pilas en un solo piso. A la izquierda, un intento frustrado. Obsérvese que ninguna de ellas respeta la ubicación de la tornillería, resaltada en color rojo.

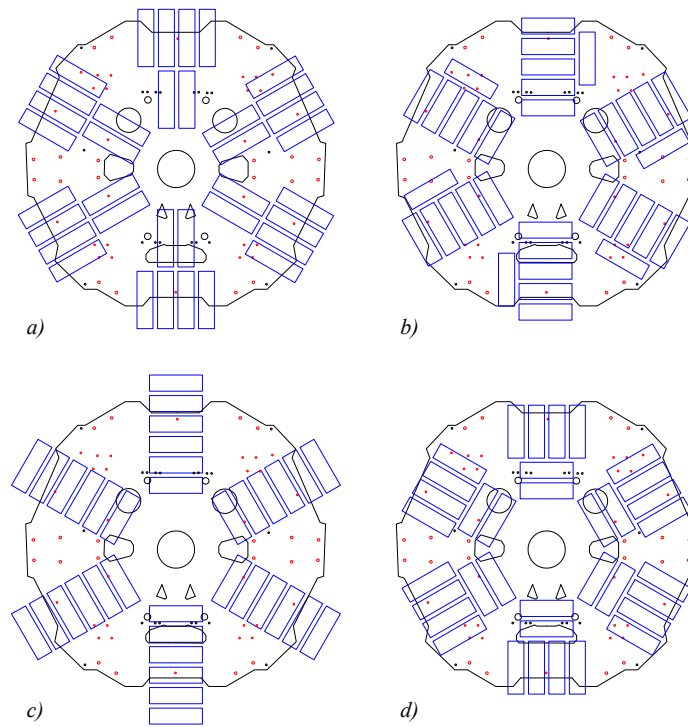


Figura 5.4: Posibles disposiciones de dos pisos. De nuevo, todas ellas obstruyen parte de la tornillería, inhabilitando la instalación de la bandeja o el tren retráctil, por ejemplo.

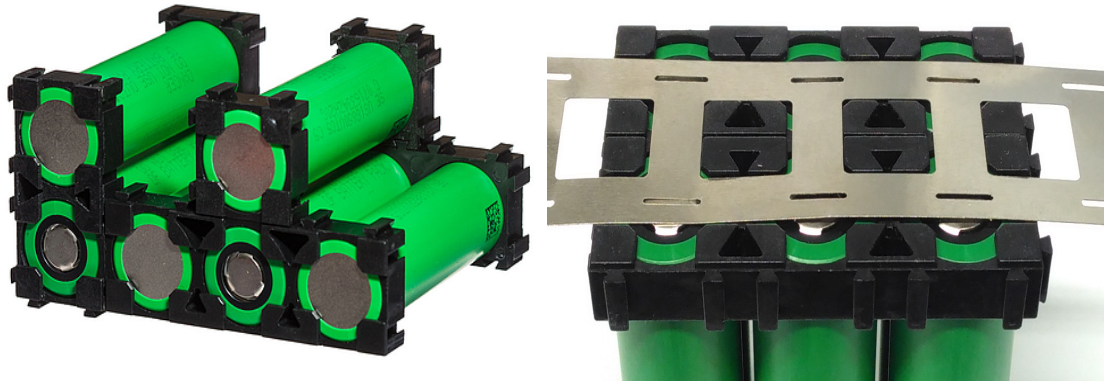


Figura 5.5: Otra de las ventajas que presentan las pilas Li-Ion INR es su formato 18650, que es el principalmente adoptado en baterías de electrolito líquido. Por esta razón, cuentan con una gran variedad de accesorios que facilitan su organización y soldado.

potencia de manera individual (un paquete de baterías para cada motor), la segunda permite que sea conjunta por medio de una placa electrónica alojada en el núcleo hexagonal. Esta última configuración, que fue la finalmente elegida, logra que el fallo de uno de los módulos de baterías no afecte a ningún motor en particular. Adicionalmente, permite el anclado de la bandeja y el tren de aterrizaje retractil a la chapa inferior, algo que en la primera resulta imposible.

Tomar estas decisiones contribuyó a un rediseño ágil y enfocado. Se añadieron nervios verticales a modo de guías para las carcasas, aportando al conjunto una mayor resistencia estructural. La tornillería fue redistribuida, teniéndose siempre en cuenta su diámetro y posición relativa. En última instancia, se realizaron varias aberturas para permitir el paso de cableado y reducir el peso total de las chapas. La figura 5.7 presenta el diseño final de las chapas inferior y superior.

5.3. Fabricación del chasis

Como se comenta en el apartado 2.1.1, la chapa inferior original se trataba de una PCB flexible encargada de distribuir las señales de control de los reguladores de velocidad. Aunque esta no es una mala idea, la de centralizar el control y la distribución de potencia en una sola placa (tal y como propone la disposición *b*) en la figura 5.6) es una mejor. Además, frente al peso añadido por las baterías o posibles impactos, se duda que esta chapa sea capaz de responder.

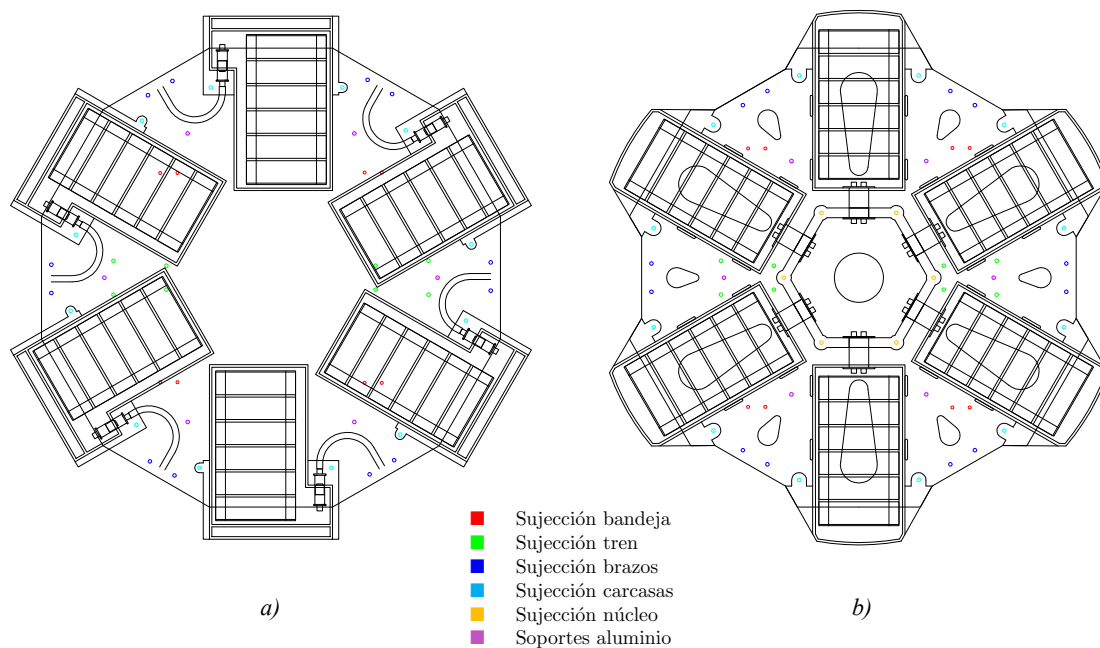


Figura 5.6: Dos posibles diseños de chapa inferior en base al de las carcadas que alojan las pilas y su conexionado.

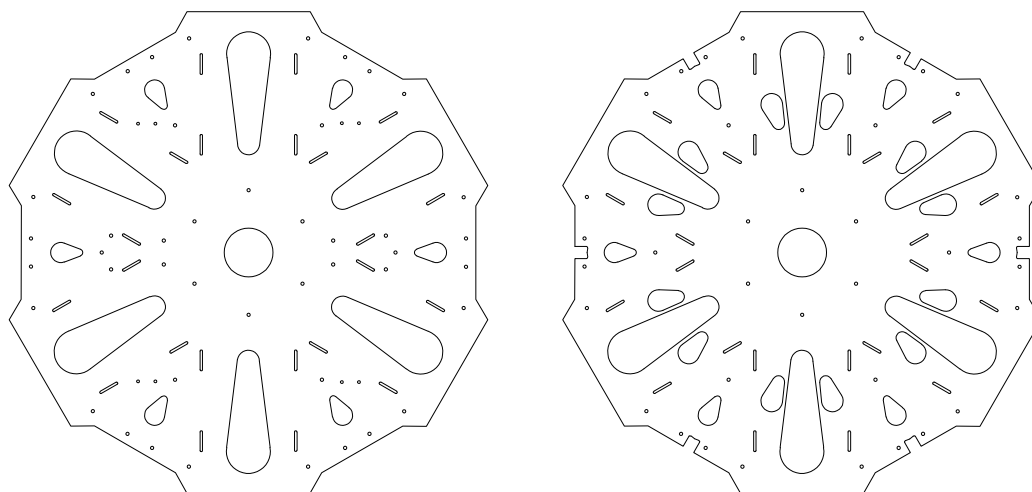


Figura 5.7: Diseño final de chapa inferior (izquierda) y superior (derecha).

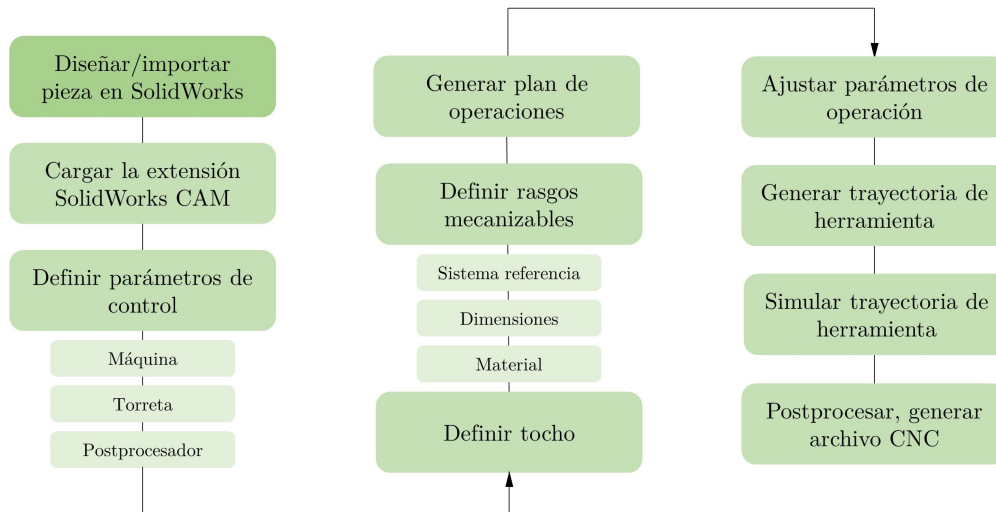


Figura 5.8: Pasos para generar archivos CNC con el software SolidWorks CAM.

De cara a la fabricación de las nuevas chapas, existían dos alternativas: enviarlas a fresar a una empresa o fresarlas en el propio laboratorio. La primera opción era sin duda la más cómoda, pero también la más cara. La segunda, pese a ser la más barata, requería de conocimientos acerca del manejo de fresas de un tamaño ya considerable (no olvidar que el diámetro de las chapas alcanza los 40 cm). Teniendo en cuenta que la principal finalidad del proyecto es formar al alumno, se optó por esta última alternativa.

La plataforma SolidWorks[®], que ha sido la empleada para realizar todos los diseños 3D expuestos en este proyecto, cuenta con un complemento llamado SolidWorks CAM dedicado al torneado y fresado de 2,5 ejes. Se trata de una herramienta que permite la total y libre configuración del mecanizado de cualquier pieza, devolviendo la simulación y el código CNC correspondientes. El diagrama de flujo que muestra la figura 5.8 resume de buena manera los pasos seguidos durante el proceso. La ventaja que supone diseñar y fabricar en la misma plataforma es el reconocimiento por parte de SolidWorks CAM de ciertos tipos de operaciones CAD y la posterior aplicación automática de la mejor estrategia de mecanizado para cada uno de ellos.

Antes de fresar el prototipo, se prefirió comenzar con una pieza de prueba cuyo diseño reunía sus principales complejidades: contornos redondeados, ranuras estrechas, aberturas singulares... La figura 5.10, que complementa muy bien el esquema anterior, demuestra la buena compenetración entre el programa SolidWorks y la fresa High-Z S-1000T, que fue la

que se utilizó. Tanto la pieza de prueba como el prototipo, mostrado en la figura 5.11, se decidieron fresar en una plancha de madera prensada (DM). El ensamblado de este último reveló aquellos puntos donde las tolerancias geométricas debían ser reconsideradas.

Tan importante es el mecanizado como el material del tocho sobre el que se mecaniza. Se estudiaron cuatro tipos de planchas, dos de ellas puras (fibra de carbono y fibra de vidrio) y otras dos de tipo sandwich (fibra de carbono-kevlar, y fibra de carbono-vidrio). Las propiedades mecánicas de cada plancha dependen en gran medida de la orientación de las fibras y el número de filamentos por fibra. La tabla 5.1 recoge las correspondientes a una fibra de 3000 filamentos (3K) tejida de manera bidireccional (0-90°), que es lo más común. Se pidieron muestras de cada tipo para comprobar y comparar de la mejor forma posible estos resultados (véase figura 5.9). La plancha pura de fibra de carbono fue la finalmente seleccionada debido a su alta consistencia y excelente acabado superficial. Se trataba de la solución que más coherencia y estética aportaba al chasis del UAV, teniendo en cuenta que el resto de componentes (brazos, tren de aterrizaje, bandeja...) eran del mismo material. Aun siendo la opción más cara dentro de nuestro país, fue posible encontrar opciones más asequibles fuera debido a una mayor competitividad en el sector.

Tabla 5.1: Propiedades mecánicas de la fibra 3K bidireccional de carbono, vidrio y kevlar.

	Fibra de carbono	Fibra de vidrio	Fibra de kevlar
Densidad [g/cm ³]	1.76	2.46	1.44
Tensión de rotura [MPa]	3650	4890	3297
Módulo de elasticidad [GPa]	231	87	101
Elongación máxima [%]	1.4	5.7	3.1



Figura 5.9: Muestras comerciales de planchas de fibra de carbono pura (AD3003), fibra de vidrio pura (mFV-5050-2), sandwich fibra de carbono-kevlar (MCKV1); y sandwich fibra de carbono-vidrio (mCV2).

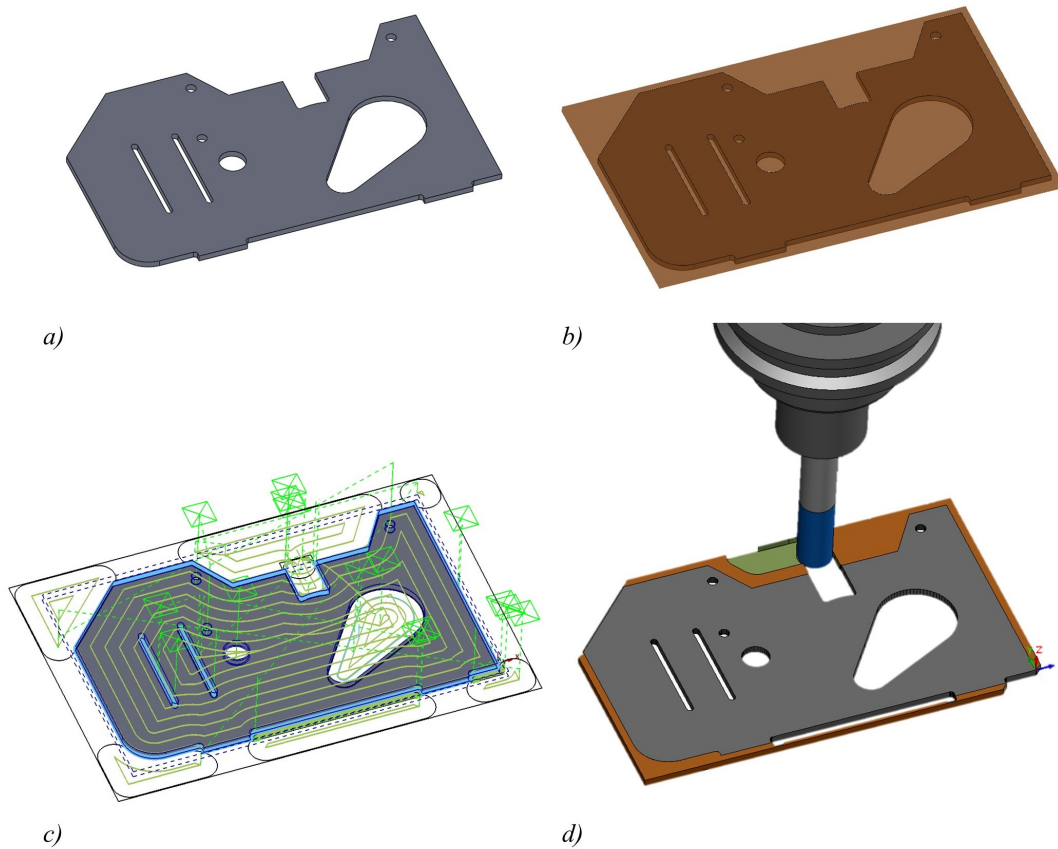


Figura 5.10: Resumen gráfico de los pasos seguidos en SolidWorksCAM para generar el archivo CNC correspondiente a la pieza de prueba: diseñar la pieza en SolidWorks (*a*), definir el material y las dimensiones del tocho (*b*), generar trayectoria de herramienta (*c*) y simular el fresado (*d*).

5.4. Diseño de las carcasas

Aunque el diseño de las carcasas que albergan las pilas ya ha sido parcialmente revelado en anteriores apartados, en este se procede a describirlo en profundidad. Partiendo de las limitaciones impuestas por el conexionado y la distribución de baterías, las carcasas debían alojar no solo 12 pilas, sino también una PCB encargada de informar en todo momento de su estado de carga (SOC, *State Of Charge*) y de salud (SOH, *State Of Health*). A la vista del diseño final, plasmado en la figura 5.12, es fácil distinguir ambos compartimentos. El despiece de la carcasa es el resultado de varias impresiones 3D fallidas que ayudaron a elegir los materiales, las tolerancias y el modo de ensamble e impresión óptimos.

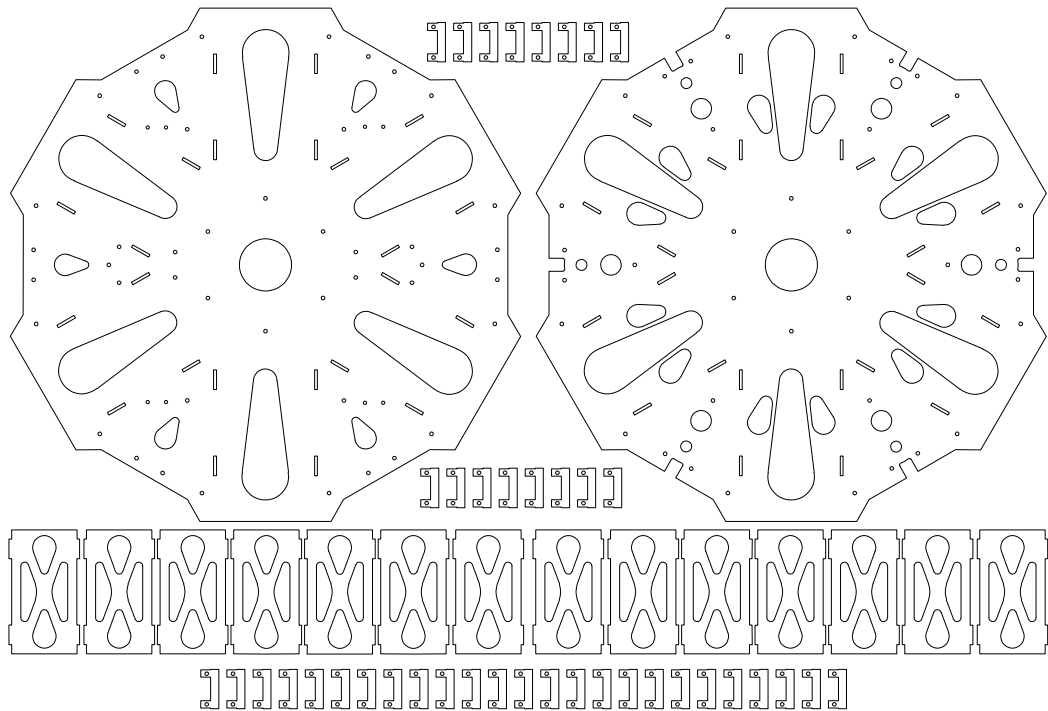


Figura 5.11: Disposición final de los nuevos componentes que conforman el chasis para su fresado.

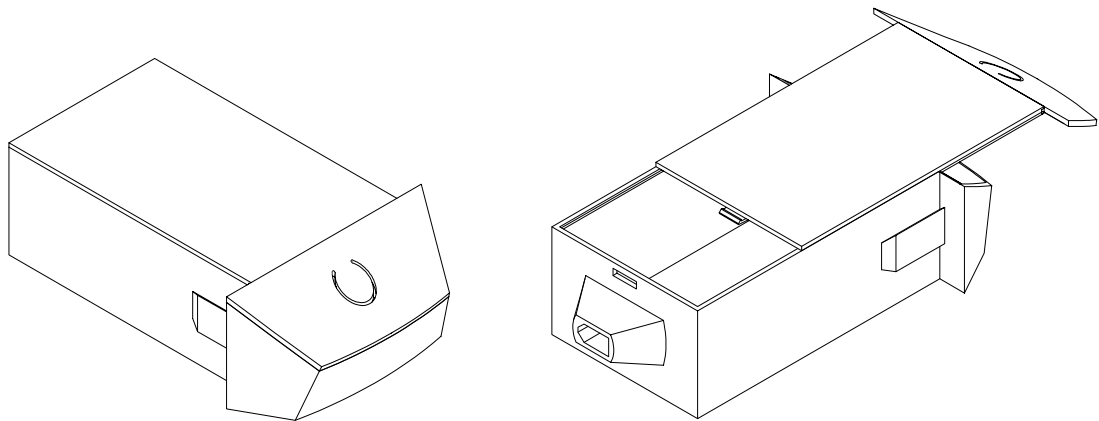


Figura 5.12: Diseño tridimensional de las carcasas.

La carcasa consta de dos piezas: el cuerpo y la tapa. La figura 5.12 muestra la manera en que una encaja en la otra. Cada pieza consta, a su vez, de varias secciones impresas por separado para evitar un uso excesivo de material de soporte, cuidar las calidades superficiales y aportar la máxima resistencia a la rotura.

Como se puede apreciar en la figura 5.13, el compartimento destinado a la electrónica sobresale al completo. La pulsación del botón situado en su tapa, activa la barra de LEDs inferior que informa del SOC y SOH según el color mostrado. Esto puede ser vislumbrado por el usuario debido al empleo de un material de impresión 3D cuyo acabado es completamente transparente (PVM). El resto de la carcasa se decide imprimir en ABS debido a su bajo coste y gran resistencia mecánica y térmica. La tecnología de doble extrusión de la Ultimaker 3 ha permitido imprimir el cuerpo de la carcasa en estos dos materiales, así como utilizar material de soporte soluble en agua (PVA) para lograr un acabado impecable en la tapa.

En cuanto al conector de la carcasa, se trata del modelo XT60. Fue elegido por su resistencia a altas temperaturas (hasta 80°C) y corrientes (hasta 60 A), así como por su diseño, que evita la posibilidad de invertir la polaridad por error.

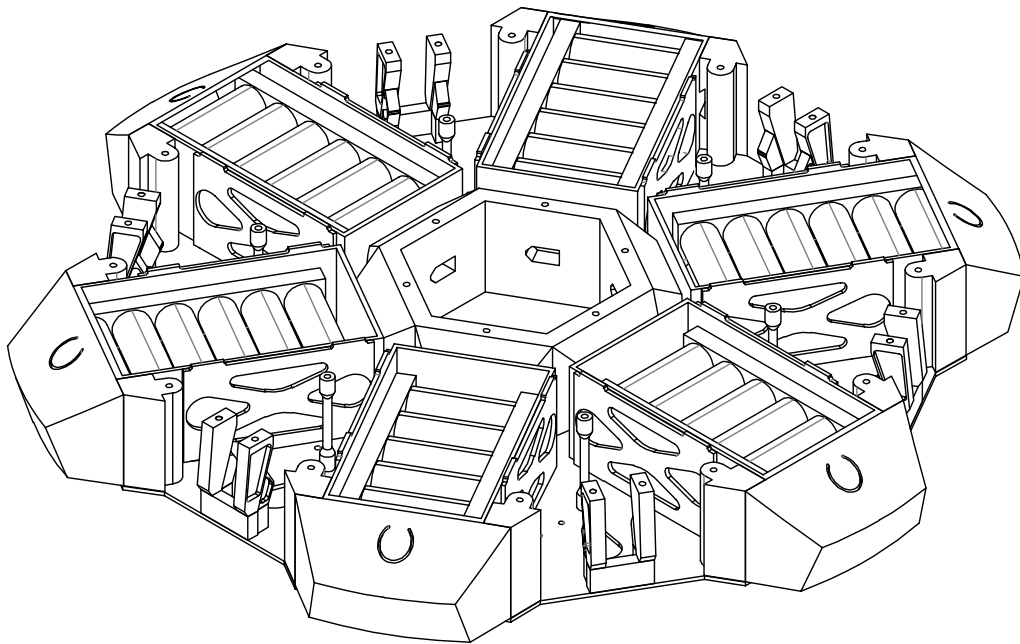


Figura 5.13: Modelo tridimensional final del nuevo chasis.

Capítulo 6

Modelado del sistema

Una vez se han descrito e identificado los componentes del sistema, se está en disposición de abordar el comportamiento físico del mismo. Para comprender el desarrollo teórico que es capaz de explicar la dinámica del sistema, se comenzará analizando la maniobrabilidad de un hexacóptero. Posteriormente, se expondrá y razonará el modelo matemático de acuerdo a la Mecánica Clásica y la Teoría de los Cuaternios. Todas estas ecuaciones se volcarán finalmente sobre un modelo de simulación desarrollado en Matlab-Simulink[®].

6.1. Maniobrabilidad del vehículo

El hexacóptero a estudio presenta una configuración en aspa, no en cruz (véase figura 6.1). Esta decisión, aparentemente trivial, tiene gran influencia sobre el modelo matemático, como se demostrará en posteriores apartados. En la imagen también se aprecia la disposición alterna de los motores en función de su sentido de giro, compensándose así los pares de arrastre de todos ellos.

El vuelo de un multirrotor se basa en la sustentación que ofrece el giro de sus hélices. De esta manera, cualquier maniobra puede realizarse cambiando la velocidad con la que lo hacen. En consecuencia, los multirrotores son sistemas que poseen 6 grados de libertad, 3 desplazamientos y 3 giros en el espacio tridimensional. Como muestra la figura 6.2, cualquiera de estos movimientos se logra haciendo girar más rápido unas hélices que otras.

El piloto cuenta con 4 entradas de control, las correspondientes al ángulo de giro deseado sobre cada uno de los ejes (giro alrededor de X o ángulo de *roll*; giro alrededor de Y o ángulo de *pitch*; giro alrededor de Z o ángulo de *yaw*), y el control de altura. Al primer

grupo se le suele denominar control de orientación, distinguiéndose en algunos casos entre el control de actitud (giro en X e Y) y el control de apuntamiento o *heading* (giro en Z); cuando a los anteriores se añade el control de altura, se considera completo el control de estabilización.

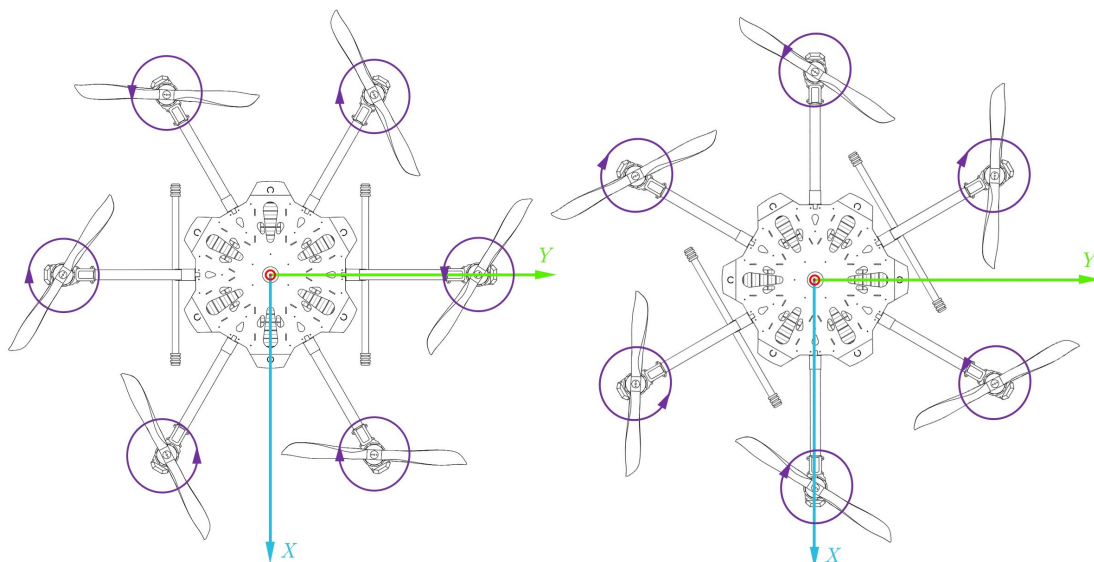


Figura 6.1: Configuración en aspa (izquierda) o en cruz (derecha), según la orientación del hexacóptero con respecto a su sistema de referencia. La primera configuración es la empleada cuando se quiere cargar una cámara, puesto que ningún brazo interrumpe su campo de visión; la segunda es la popular entre los aficionados al aeromodelismo, por ser más cómoda de programar y pilotar.

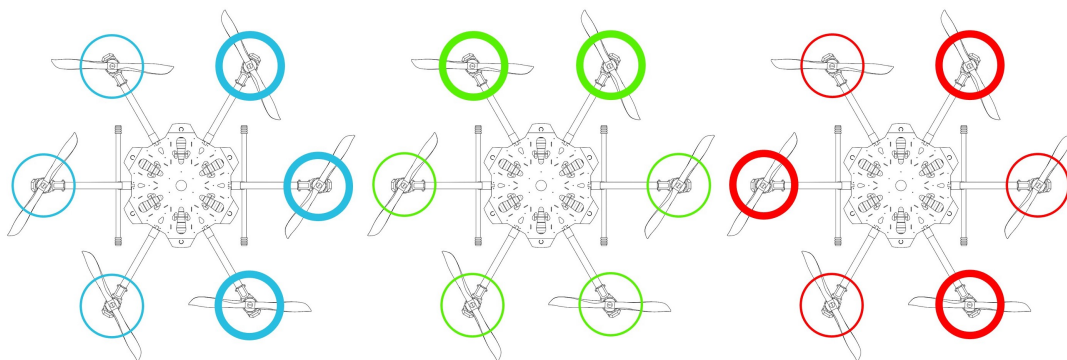


Figura 6.2: De izquierda a derecha, maniobras de giro en torno a ejes X , Y y Z según la configuración en aspa mostrada en la figura 6.1. Los motores que giran más rápido son los rodeados por un anillo más grueso.

6.2. Modelo matemático

6.2.1. Sistemas de referencia

Se definen dos sistemas de referencia de tipo dextrógiro, uno no inercial solidario a la aeronave (SRB, $O_B : X_B, Y_B, Z_B$) y otro inercial terrestre (SRG, $O_G : X_G, Y_G, Z_G$). Esto resulta necesario por los siguientes motivos:

- La sensórica de la aeronave registra fuerzas relativas a su orientación, pero el usuario la pilota desde tierra.
- La fuerza de la gravedad tiene un sentido y una dirección que no es dependiente de la posición ni de la orientación del multirrotor. Su modelización resulta mucho más sencilla en un sistema de referencia inercial cuyas direcciones coincidan con las direcciones iniciales del sistema de referencia no inercial del cuerpo.

El sistema de referencia del cuerpo (SRB) tiene origen en su centro de masas y se orienta según muestra la figura 6.3, propiciando una configuración en aspa. Como el movimiento de un UAV siempre se planifica en base a planos geográficos, es útil que el sistema de referencia inercial (SRG) sea tangente a la superficie terrestre y los ejes X_G y Y_G estén orientados al norte y al oeste, respectivamente.

6.2.2. Dinámica del cuerpo

Para facilitar y aligerar los cálculos, se asume que:

- El cuerpo del hexacóptero es completamente rígido, siendo así susceptible a la formulación Newton-Euler.
- Las hélices del hexacóptero son completamente rígidas, despreciándose el efecto *blade flapping* [29].
- Los 6 rotores del hexacóptero son equidistantes a su centro de masas y están localizados en los vértices de un hexágono regular, hipótesis que no sería cierta de no ser por el rediseño del chásis del UAV propuesto en el capítulo 5.
- El origen del sistema de referencia del cuerpo (SRB) y su centro de masas coinciden espacialmente.
- La estructura del hexacóptero es perfectamente simétrica.

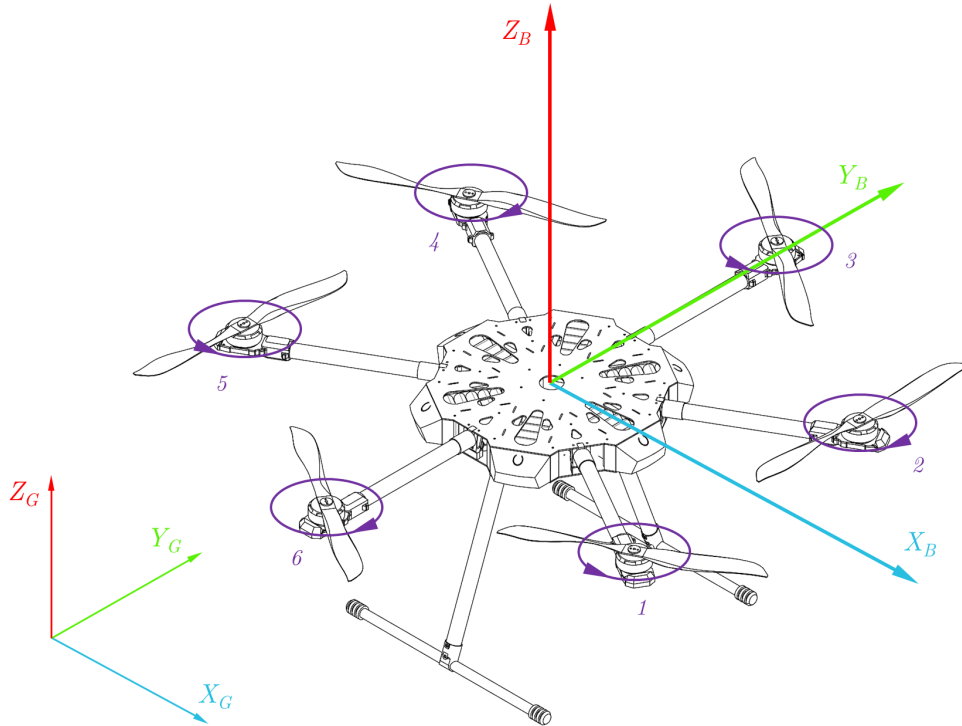


Figura 6.3: Orientación y disposición de los sistemas de referencia inercial y no inercial (SRG y SRB, respectivamente) de tipo dextrógiro.

La posición angular del sistema de referencia del hexacóptero con respecto al sistema de referencia terrestre es generalmente definida por medio de los ángulos de Euler *roll* ϕ , *pitch* θ y *yaw* ψ :

$$\boldsymbol{\eta} = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}. \quad (6.1)$$

Por otro lado, la velocidad angular del cuerpo con respecto a su sistema de referencia (SRB) es denominada

$$\boldsymbol{\Omega} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}. \quad (6.2)$$

Dada la simetría del hexacóptero, se asume diagonal y constante la matriz del tensor de inercias

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}. \quad (6.3)$$

De esta manera, el vector de momentos en el sistema de referencia asociado al cuerpo se calcula según

$$\mathbf{M} = \mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\Omega}} + \boldsymbol{\Omega} \times (\mathbf{I}\boldsymbol{\Omega}). \quad (6.4)$$

Desarrollando el producto vectorial de la anterior expresión, se obtienen las ecuaciones de los momentos en los tres ejes del UAV:

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_x \dot{p} + (I_z - I_y)qr \\ I_y \dot{q} + (I_x - I_z)rp \\ I_z \dot{r} + (I_y - I_x)pq \end{bmatrix}. \quad (6.5)$$

6.2.3. Momentos sobre el sistema

El momento total en cada eje del SRB se debe a varias componentes, planteadas a continuación.

Como ya se ha comentado en anteriores capítulos, el giro de cada rotor supone un empuje Γ_i y un par de arrastre δ_i , cuya diferencia genera los denominados pares principales

$$\begin{bmatrix} M_{\Gamma_x} \\ M_{\Gamma_y} \\ M_{\delta_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l(-\frac{\Gamma_1}{2} + \frac{\Gamma_2}{2} + \Gamma_3 + \frac{\Gamma_4}{2} - \frac{\Gamma_5}{2} - \Gamma_6) \\ \frac{\sqrt{3}l}{2}(-\Gamma_1 - \Gamma_2 + \Gamma_4 + \Gamma_5) \\ -\delta_1 + \delta_2 - \delta_3 + \delta_4 - \delta_5 + \delta_6 \end{bmatrix}, \quad (6.6)$$

de acuerdo al sentido de giro plasmado en la figura 6.3, siendo $2l$ la distancia entre los ejes de rotación de motores opuestos.

Además, cada rotor puede ser visto como una masa en rotación que gira alrededor de su eje de simetría y ejerce un par giroscópico en el SRB, que afecta al sistema de la forma

$$\begin{bmatrix} M_{r_x}^j \\ M_{r_y}^j \\ M_{r_z}^j \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_r \omega_i q \\ -I_r \omega_i p \\ I_r \dot{\omega}_i \end{bmatrix}, \quad (6.7)$$

donde I_r es la inercia del rotor (conjunto motor-hélice) y ω_i su velocidad angular.

Con el fin de considerar el efecto que producen todos los rotores y asumiendo una inercia I_r igual para todos ellos, se calcula el momento angular del conjunto en un eje principal del cuerpo según

$$L_r = I_r(\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4 + \omega_5 - \omega_6). \quad (6.8)$$

En consecuencia, el par giroscópico ejercido por los 6 rotores sobre el cuerpo del UAV toma la expresión

$$\begin{bmatrix} M_{r_x} \\ M_{r_y} \\ M_{r_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_r q \\ -L_r p \\ \dot{L}_r \end{bmatrix}. \quad (6.9)$$

Por otro lado, también es necesario contemplar los efectos de rozamiento con el aire durante el vuelo del UAV, reunidos bajo las ecuaciones

$$\begin{bmatrix} M_{\mu_x} \\ M_{\mu_y} \\ M_{\mu_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\mu_x p \\ -\mu_y q \\ -\mu_z r \end{bmatrix}, \quad (6.10)$$

donde μ_x , μ_y y μ_z son los coeficientes de fricción viscosa.

La suma de todos los momentos anteriores conforma el vector de momentos total

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{\Gamma_x} + M_{r_x} + M_{\mu_x} \\ M_{\Gamma_y} + M_{r_y} + M_{\mu_y} \\ M_{\Gamma_z} + M_{r_z} + M_{\mu_z} \end{bmatrix}, \quad (6.11)$$

que sustituido en la expresión 6.5 determina la aceleración angular en SRB $\dot{\Omega}$, cuya integración arroja la velocidad angular en SRB Ω .

6.2.4. Modelo en el sistema de referencia terrestre (SRG)

La transformación del sistema de referencia del cuerpo al terrestre puede ser lograda empleando la bien conocida matriz de rotación ortogonal

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & c_\psi s_\theta s_\phi - c_\theta s_\psi & c_\phi c_\psi s_\theta + s_\phi s_\psi \\ c_\theta s_\psi & c_\phi c_\psi + s_\theta s_\phi s_\psi & c_\phi s_\theta s_\psi - c_\psi s_\phi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\theta c_\phi \end{bmatrix}, \quad (6.12)$$

donde, en aras de la simplicidad, $c = \cos$ y $s = \sin$. Así mismo, la matriz de transformación del sistema de referencia terrestre al del cuerpo es $\mathbf{R}^{-1} = \mathbf{R}^T$. Como se expone en [8], la matriz de transformación para velocidades angulares del sistema de referencia del cuerpo al terrestre es:

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sec \theta \sin \phi & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix}. \quad (6.13)$$

De esta manera,

$$\boldsymbol{\eta} = \mathbf{W}\boldsymbol{\Omega}, \quad (6.14)$$

$$\boldsymbol{\Omega} = \mathbf{W}^{-1}\boldsymbol{\eta}. \quad (6.15)$$

Obsérvese que \mathbf{W} puede ser definida si y solo si $\theta \neq (2k - 1)\pi/2$, $k \in \mathbb{Z}$. De lo contrario se produce lo que se denomina *gimbal lock*, efecto por medio del cual se pierde un grado de libertad.

La solución a este problema es representar de forma diferente la orientación del hexacóptero en SRG. En lugar de los ángulos de Euler, se deciden usar los cuaternios debido a su linealidad, estabilidad y eficiencia, así como a la ausencia de singularidades [30].

La representación de los cuaternios está basada en el Teorema de rotación de Euler, que establece que, en el espacio tridimensional, cualquier desplazamiento de un cuerpo rígido, siempre que un punto del mismo permanezca fijo, es equivalente a una rotación sobre un eje que pasa por dicho punto. Por lo tanto, si α es el ángulo de rotación sobre el vector unitario \mathbf{u} , es posible definir un cuaternio según

$$\mathbf{q} = \left(\cos \frac{\alpha}{2}, \sin \frac{\alpha}{2} \mathbf{u} \right). \quad (6.16)$$

En general, un cuaternio puede ser definido en base a 4 componentes

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (6.17)$$

que describen una rotación tridimensional. En lo que respecta a las velocidades angulares, la transformación puede ser descrita como

$$\dot{\mathbf{q}} = \mathbf{S}\boldsymbol{\Omega}, \quad (6.18)$$

donde la matriz \mathbf{S} depende de las componentes de los cuaternios como sigue

$$\mathbf{S} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -q_2 & -q_3 & -q_4 \\ q_1 & -q_4 & q_3 \\ q_4 & q_1 & -q_2 \\ -q_3 & q_2 & q_1 \end{bmatrix}. \quad (6.19)$$

La integración de la expresión 6.18 permite obtener \mathbf{q} , cuaternión que expresa la orientación de SRG con respecto a SRB. En todo momento, los cuaternios deben satisfacer la condición de normalidad

$$\mathbf{q} = \frac{\mathbf{q}}{|\mathbf{q}|} \quad (6.20)$$

para que el cuaternión inverso \mathbf{q}^{-1} coincida con el conjugado

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} Q_1 \\ Q_2 \\ Q_3 \\ Q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_1 \\ -q_2 \\ -q_3 \\ -q_4 \end{bmatrix}. \quad (6.21)$$

Por medio de \mathbf{Q} , que expresa la orientación de SRB con respecto a SRG, se obtienen los ángulos de Euler según la expresión

$$\boldsymbol{\eta} = \begin{bmatrix} \arctan 2(2Q_3Q_4 - 2Q_1Q_2, 2Q_1^2 + 2Q_4^2 - 1) \\ -\arcsin(2Q_2Q_4 + 2Q_1Q_3) \\ \arctan 2(2Q_2Q_3 - 2Q_1Q_4, 2Q_1^2 + 2Q_2^2 - 1) \end{bmatrix}. \quad (6.22)$$

6.3. Modelo de simulación

Como colofón al proyecto, se plantea un modelo de simulación diseñado en la plataforma Matlab-Simulink que aúna todo el desarrollo matemático expuesto en este capítulo y la identificación experimental descrita en el capítulo 3. Su realización tiene como propósitos:

- Validar experimentalmente el modelo matemático propuesto
- Habilitar el diseño de controladores de actitud y evaluar su comportamiento sin riesgos
- Contemplar las posibilidades que ofrece el vuelo del hexacóptero y estudiar sus limitaciones

Estos ítems se plantean como posibles vías de continuación de cara a futuros proyectos, partiendo de todo lo expuesto en este.

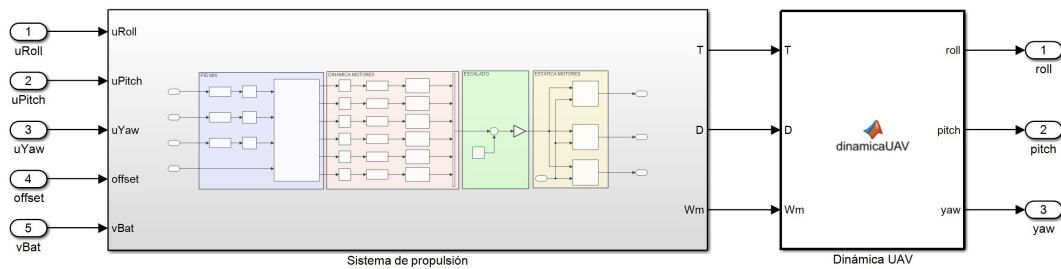


Figura 6.4: Modelo de simulación propuesto.

6.3.1. Modelo del sistema de propulsión

El sistema de propulsión genera las fuerzas Γ_i , los pares de arrastre δ_i y las velocidades angulares ω_i de cada uno de los rotores, según las acciones de control correspondientes a cada ángulo (u_ϕ , u_θ , u_ψ) y el nivel de carga de la batería V_{bat} . La figura 6.4 muestra el modelo Simulink que recoge los aspectos anteriores, siendo las entradas escalares `uRoll`, `uPitch`, `uYaw` y `offset` las variables u_ϕ , u_θ , u_ψ y $offset$, respectivamente; y las salidas vectoriales `T`, `D` y `Wm` las variables Γ_i , δ_i y ω_i , respectivamente.

El primer subconjunto de bloques (véase figura 6.5) tiene como misión convertir las señales de tipo *single* `uRoll`, `uPitch` y `uYaw`, a datos *int16* con los que trabaja el sistema digital

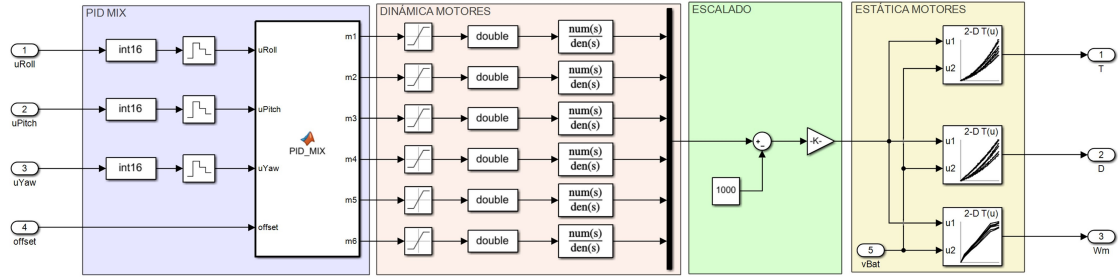


Figura 6.5: Interior del bloque Sistema de propulsión de la figura 6.4.

de la controladora de vuelo. Posteriormente, retenedores de orden cero (ZOH) simulan el comportamiento de los variadores de velocidad. En consecuencia, su tiempo de muestro será igual al tiempo de actualización de los ESC.

Las acciones de control necesarias en cada eje se distribuyen por los motores en la función PID_MIX según las expresiones

$$m_1 = offset - u_\phi/2 - u_\theta - u_\psi, \quad (6.23)$$

$$m_2 = offset + u_\phi/2 - u_\theta + u_\psi, \quad (6.24)$$

$$m_3 = offset + u_\phi - u_\psi, \quad (6.25)$$

$$m_4 = offset + u_\phi/2 + u_\theta + u_\psi, \quad (6.26)$$

$$m_5 = offset - u_\phi/2 + u_\theta - u_\psi, \quad (6.27)$$

$$m_6 = offset - u_\phi + u_\psi, \quad (6.28)$$

que tienen en cuenta la situación de los rotores y su sentido de giro con respecto al sistema de referencia del cuerpo SRB (véase figura 6.3).

En el siguiente subconjunto de bloques, las señales m_i son restringidas al rango $[1000, 2000]$ μs por saturadores, y luego convertidas a datos de tipo *double* con el que representar las señales analógicas propias del sistema físico. Como ya se demostró en el capítulo 3, el sistema electromotriz no responde de forma inmediata ante un cambio en la referencia, sino que presenta una dinámica de primer orden que se implementa por medio de funciones de transferencia de primer orden.

El tercer subconjunto de bloques convierte las señales m_i , que inicialmente manejan unidades de anchura de pulso en μs , a señales u_i de potencia en valores por unidad (pu) de acuerdo a la operación

$$u_i = \frac{m_i - 1000}{1000}. \quad (6.29)$$

El cuarto y último subconjunto de bloques genera las variables necesarias para enlazar con la dinámica del UAV. Las curvas de regresión 3.3, 3.5 y 3.8, cuyos coeficientes se recogen en la tabla 3.1, son implementadas en tablas *lookup table* de dos dimensiones, como se muestra en la figura 6.5.

6.3.2. Modelo de la dinámica del cuerpo

Las ecuaciones del apartado 6.2.2, que describen de forma general el movimiento del sólido rígido, son las que se programan en el bloque **Dinámica del UAV** de la figura 6.4. Sus entradas son las señales vectoriales **T**, **D** y **Wb**, provenientes del bloque **Sistema de propulsión**; y sus salidas los ángulos de Euler **roll**, **pitch** y **yaw** (ϕ , θ y ψ , respectivamente), calculadas según el procedimiento descrito en el apartado 6.2.2.

Conclusión

El presente proyecto, realizado junto a una beca de colaboración en departamentos del MECD (Ministerio de Educación, Cultura y Deporte), se trata de un primer contacto con el mundo de la investigación. En él se han planteado tareas pertenecientes a todas las ramas ya no solo de la Ingeniería Electrónica, sino también de la Industrial. Tareas tan distintas como el fresado en chapas de fibra de carbono, la programación y montaje de circuitos que monitorizan la descarga de una batería o la identificación experimental y el posterior modelado del comportamiento estático y dinámico de un rotor. Pese a que el carácter heterogéneo y eminentemente práctico del proyecto ha conllevado algún que otro quebradero de cabeza, agravado por la presencia del COVID-19, ante todo ha contribuido al enriquecimiento académico-profesional e incluso personal del autor. Se concluye, en efecto, que el balance ha sido muy positivo frente a toda adversidad.

Partiendo de un chasis prefabricado, así como de una serie de componentes ya adquiridos (motores, hélices, reguladores de velocidad...), se plantea la construcción de un hexacóptero de gran envergadura. Como principal requisito, se fija un tiempo de vuelo superior a los 30 minutos. Esto exige estudiar todas las posibles alternativas Li-Ion, tecnología que predomina en este sector. Con anterioridad a estos cálculos, se realizan varios ensayos para identificar los parámetros que caracterizan a los rotores según el nivel de batería con que son alimentados. Estos resultados permiten estimar de forma más fiable el tiempo de vuelo propiciado por cada tipo de batería. Como gran novedad, se deciden incluir en el estudio los modelos Li-Ion INR, de gran fama y asequibilidad en los últimos años. Frente a las tradicionales baterías LiPo, las INR despuntan en prácticamente todos los campos (menor precio, mayores tiempos de vuelo, mayor vida útil y seguridad).

Por contra, su formato estándar 18650 obliga a rediseñar por completo el chasis del UAV. Se aprovecha esta ocasión para dotarlo de una mayor robustez, ergonomía y funcionalidad. Las baterías se distribuyen en él de forma modular, posibilitando la extracción de cada pack para su carga o remplazo. Esta tarea se simplifica por medio del diseño de una carcasa que las aloja y, de cara a futuras intervenciones, informará de su nivel de carga (SOC) y salud (SOH) en todo momento.

Finalmente, se plantea un modelo matemático que describe la orientación del UAV según los tres ángulos de Euler. Estas expresiones teóricas, junto a los datos experimentales de anteriores capítulos, se vuelcan en un modelo de simulación que habilita el futuro diseño de controladores de actitud y su posterior implementación real.

Bibliografía

- [1] K. P. Valavanis, *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: state of the art and the road to autonomy*, ser. Intelligent Systems, Control, and Automation: Science and Engineering. Springer Science & Business Media, 2008, vol. 33.
- [2] K. L. B. Cook, “The silent force multiplier: the history and role of UAVs in warfare,” in *2007 IEEE Aerospace Conference*, 2007, pp. 1–7.
- [3] “UAS Roadmap 2002-2027,” Office of the Secretary of Defense (Acquisition, Technology & Logistics), Tech. Rep., 2002.
- [4] D. H. Lyon, “A military perspective on small Unmanned Aerial Vehicles,” *IEEE Instrumentation & Measurement Magazine*, vol. 7, no. 3, pp. 27–31, 2004.
- [5] H. Shakhathreh, A. H. Sawalmeh, A. Al-Fuqaha, Z. Dou, E. Almaita, I. Khalil, N. S. Othman, A. Khreishah, and M. Guizani, “Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): a survey on civil applications and key research challenges,” *IEEE Access*, vol. 7, pp. 48 572–48 634, 2019.
- [6] D. R. P. Finnegan and S. Zaloga, “2019-2020 World military UAV systems market profile & forecast,” Teal Group Corporation, Tech. Rep., 2019.
- [7] A. Sobester and A. Keane, “Multidisciplinary design optimization of UAV airframes,” in *2006 AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, vol. 1612, 2006, pp. 1–13.
- [8] A. Alaimo, V. Artale, C. Milazzo, A. Ricciardello, and L. Trefiletti, “Mathematical modeling and control of a hexacopter,” in *2013 IEEE International Conference on Unmanned Aircraft Systems*, 2013, pp. 1043–1050.
- [9] J. G. Leishman, *Principles of helicopter aerodynamics*. Cambridge University Press, 2006.

- [10] B. Theys, G. Dimitriadis, P. Hendrick, and J. D. Schutter, “Influence of propeller configuration on propulsion system efficiency of multi-rotor Unmanned Aerial Vehicles,” in *2016 International Conference on Unmanned Aircraft Systems*, 2016, pp. 195–201.
- [11] J. Weierman and J. Jacob, “Winglet design and optimization for UAVs,” in *2010 AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2010, pp. 1–14.
- [12] A. M. Harrington and C. Kroninger, “Characterization of small DC brushed and brushless motors,” Army Research Laboratory, Tech. Rep., 2013.
- [13] D. L. Gabriel, J. Meyer, and F. Du Plessis, “Brushless DC motor characterisation and selection for a fixed wing UAV,” in *2011 IEEE Africon*. IEEE, 2011, pp. 1–6.
- [14] R. Mahony, V. Kumar, and P. Corke, “Multirotor Aerial Vehicles: modeling, estimation, and control of quadrotor,” *IEEE Robotics & Automation*, vol. 19, pp. 20–32, 2012.
- [15] K. Ogata, *Modern Control Engineering*. Pearson Education International, 2002.
- [16] R. Rico, P. Maisterra, M. Gil-Martínez, J. Rico-Azagra, and S. Nájera, “Identificación experimental de los parámetros de un cuatrirrotor,” in *Actas de las XXXVI Jornadas de Automática, Comité Español de Automática de la IFAC*, 2015, pp. 973–982.
- [17] (2019, Oct.) The Nobel Prize in Chemistry 2019. Nobel Media AB 2020. [Online]. Available: <https://www.nobelprize.org/prizes/chemistry/2019/press-release/>
- [18] A. Volta, “On the electricity excited by the mere contact of conducting substances of different kinds,” *Phil. Trans.*, vol. 90, pp. 403–431, 1800.
- [19] G. Planté, *Nouvelle pile secondaire d’une grande puissance*. Comptes Rendus Acad. Sci., 1860.
- [20] A. I. Stan, M. Swierczynski, D. I. Stroe, R. Teodorescu, S. J. Andreasen, and K. Moth, “A comparative study of lithium-ion to lead-acid batteries for use in UPS applications,” in *2014 IEEE International Telecommunications Energy Conference*, 2014, pp. 1–8.
- [21] Y. Mulgaonkar, M. Whitzer, B. Morgan, C. M. Kroninger, A. M. Harrington, and V. Kumar, “Power and weight considerations in small, agile quadrotors,” in *SPIE Defense & Security*. International Society for Optics and Photonics, 2014, pp. 90 831Q1–90 831Q16.
- [22] J. W. Fergus, “Ceramic and polymeric solid electrolytes for lithium-ion batteries,” *Journal of Power Sources*, vol. 195, no. 15, pp. 4554–4569, 2010.

-
- [23] M. J. Stepaniak, F. van Graas, and M. U. D. Haag, “Design of an electric propulsion system for a quadrotor Unmanned Aerial Vehicle,” *Journal of Aircraft*, vol. 46, pp. 1050–1058, 2009.
- [24] M. Pedram and Q. Wu, “Design considerations for battery-powered electronics,” in *1999 ACM/IEEE 36th Design Automation Conference*, 1999, pp. 861–866.
- [25] D. Doerffel and S. A. Sharkh, “A critical review of using the Peukert equation for determining the remaining capacity of lead-acid and lithium-ion batteries,” *Journal of Power Sources*, vol. 155, pp. 395–400, 2006.
- [26] D. W. Beekman, “Micro air vehicle endurance versus battery size,” in *SPIE Defense, Security & Sensing*, vol. 7679. International Society for Optics and Photonics, 2010, pp. 101–105.
- [27] A. Abdilla, A. Richards, and S. Burrow, “Power and endurance modelling of battery-powered rotorcraft,” in *2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2015, pp. 675–680.
- [28] P.-J. Bristeau, P. Martin, E. Salaun, and N. Petit, “The role of propeller aerodynamics in the model of a quadrotor UAV,” in *2009 European Control Conference*, 2009, pp. 683–688.
- [29] P. Pounds, R. Mahony, J. Gresham, P. Corke, and J. M. Roberts, “Towards dynamically-favourable quad-rotor aerial robots,” in *2004 Australasian Conference on Robotics & Automation*. Australian Robotics & Automation Association, 2004, pp. 1–10.
- [30] J. Rico-Martinez and J. Gallardo-Alvarado, “A simple method for the determination of angular velocity and acceleration of a spherical motion through quaternions,” *Meccanica*, vol. 35, no. 2, pp. 111–118, 2000.

Parte B

Planos

1

2

3

4

A

A

B

B

C

C

D

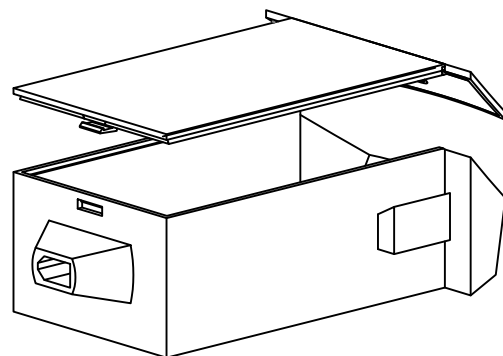
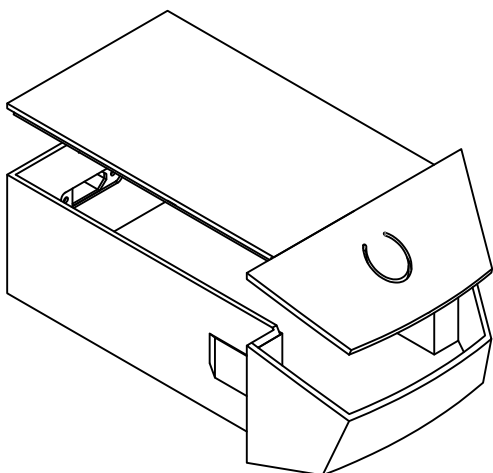
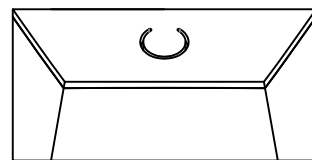
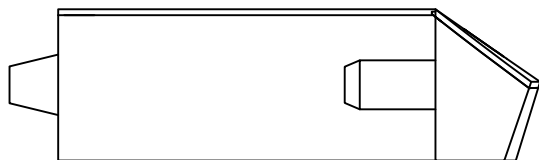
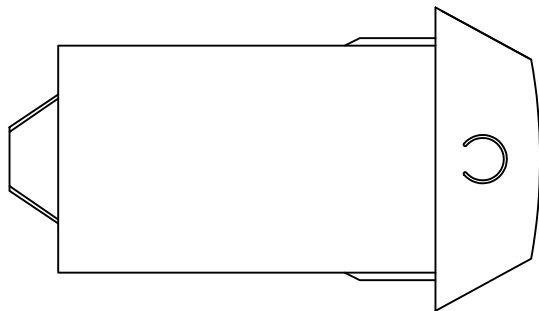
D

E

E

F

F



	FECHA	NOMBRE	
Dibujado	07-09-20	J.M. Laliena	
Comprobado			
D.S.Normas		U.N.E.	

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA INDUSTRIAL
Universidad de La Rioja



Departamento de Ingeniería Eléctrica

ESCALA 1:2 Proyección 	DISEÑO HEXACÓPTERO		NÚMERO: B.1.
	Carcasa portabaterías		Referencia:
			Sustituye a:
			Sustituido por:



1

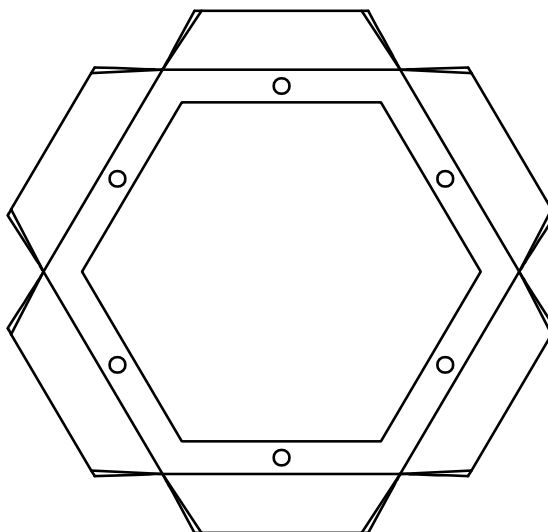
2

3

4

A

A

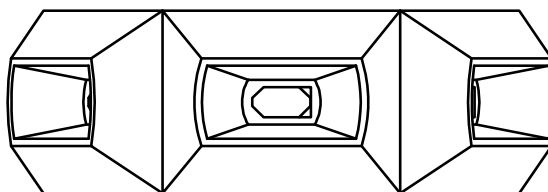


B

B

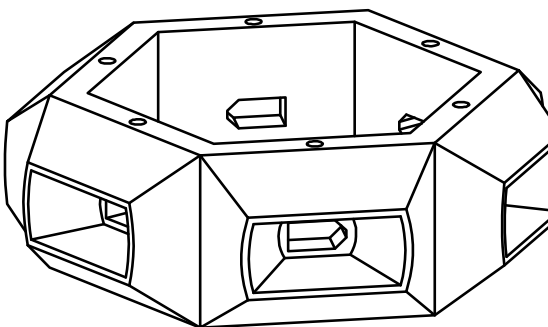
C

C



D

D



E

E

	FECHA	NOMBRE	
Dibujado	07-09-20	J.M. Laliena	
Comprobado			
D.S.Normas		U.N.E.	

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA INDUSTRIAL
Universidad de La Rioja
Departamento de Ingeniería Eléctrica



F

F

ESCALA	DISEÑO HEXACÓPTERO	NÚMERO: B.2.
1:2		Referencia:
Proyección	Núcleo de distribución potencia	Sustituye a:
		Sustituido por:



1

2

3

4

A

A

B

B

C

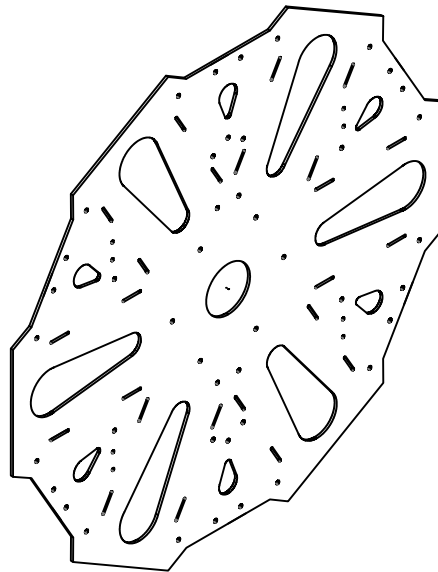
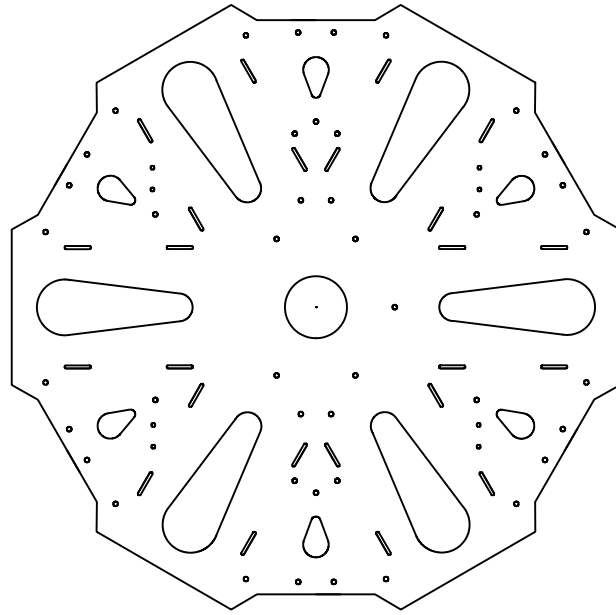
C



D

D

E

E



	FECHA	NOMBRE		ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA INDUSTRIAL <i>Universidad de La Rioja</i> Departamento de Ingeniería Eléctrica	
Dibujado	07-09-20	J.M. Laliena			
Comprobado					
D.S.Normas		U.N.E.			
ESCALA	DISEÑO HEXACÓPTERO			NÚMERO: B.3.	
	1:5 Proyección 	Chapa inferior del chasis			Referencia:
					Sustituye a:
					Sustituido por:



1

2

3

4

A

A

B

B

C

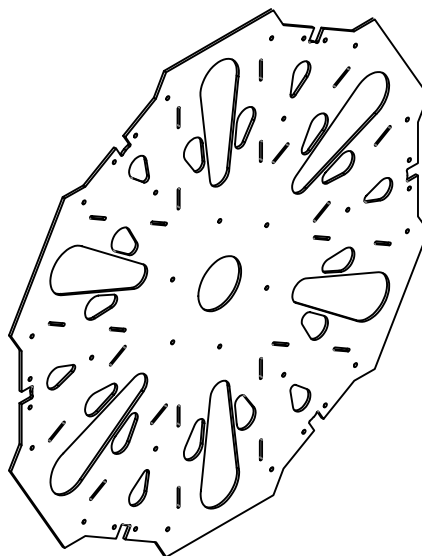
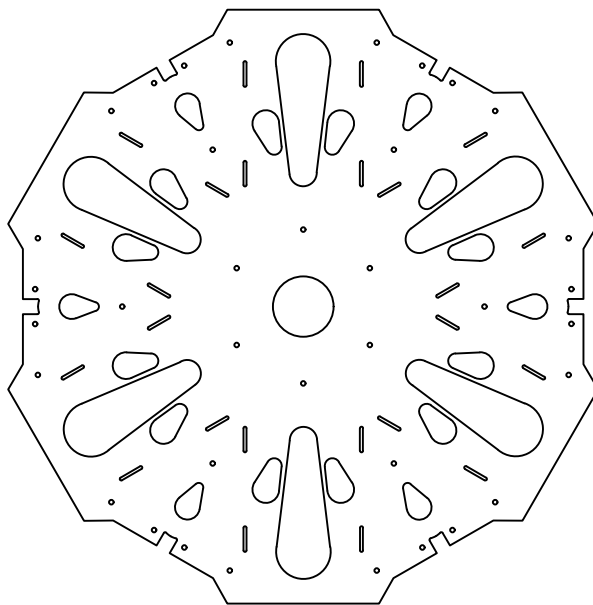
C



D

D

E

E



	FECHA	NOMBRE		ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA INDUSTRIAL <i>Universidad de La Rioja</i> Departamento de Ingeniería Eléctrica	
Dibujado	07-09-20	J.M. Laliena			
Comprobado					
D.S.Normas		U.N.E.			
ESCALA	DISEÑO HEXACÓPTERO			NÚMERO: B.4.	
	1:5			Referencia:	
	Proyección			Sustituye a:	
				Sustituido por:	



1

2

3

4

A

A

B

B

C

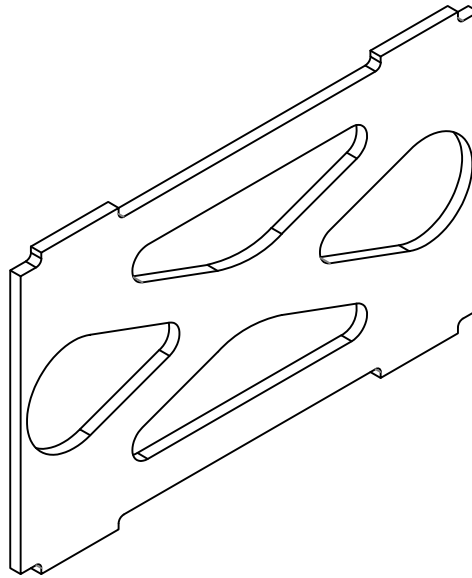
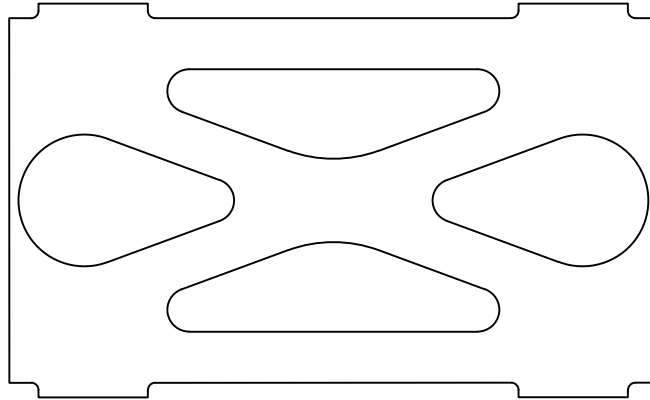
C

D

D

E

E



	FECHA	NOMBRE		ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA INDUSTRIAL <i>Universidad de La Rioja</i> Departamento de Ingeniería Eléctrica	
Dibujado	07-09-20	J.M. Laliena			
Comprobado					
D.S.Normas		U.N.E.			

ESCALA 1:1 Proyección 	DISEÑO HEXACÓPTERO		NÚMERO: B.5.
	Guía de carcasa portabaterías		Referencia:
			Sustituye a:
			Sustituido por:



1

2

3

4

A

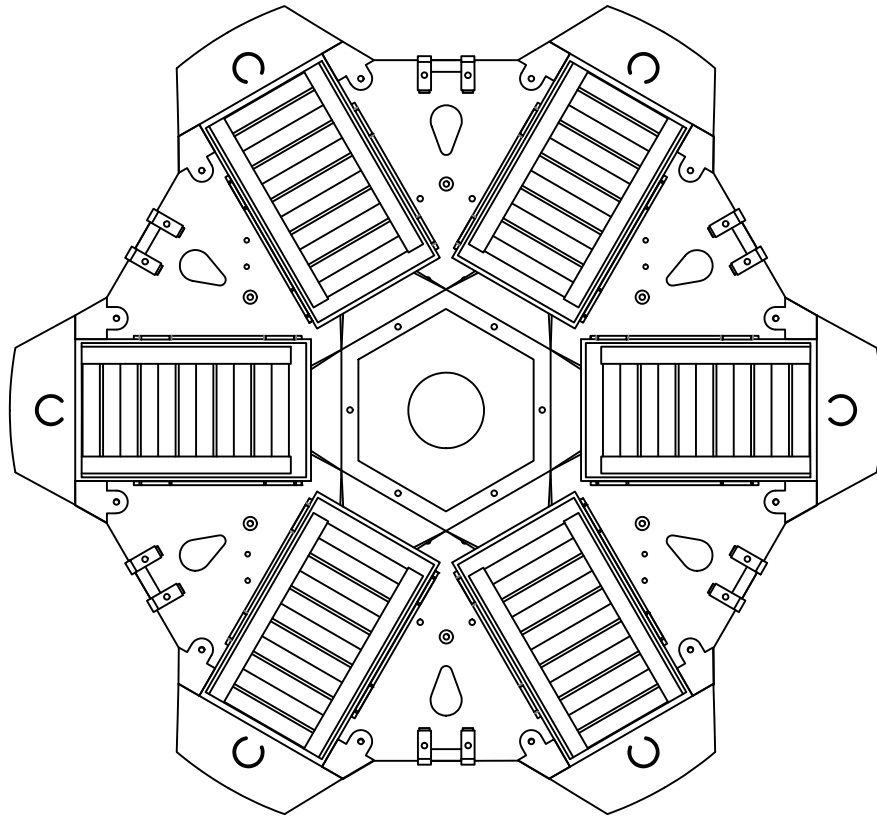
A

B

B

C

C

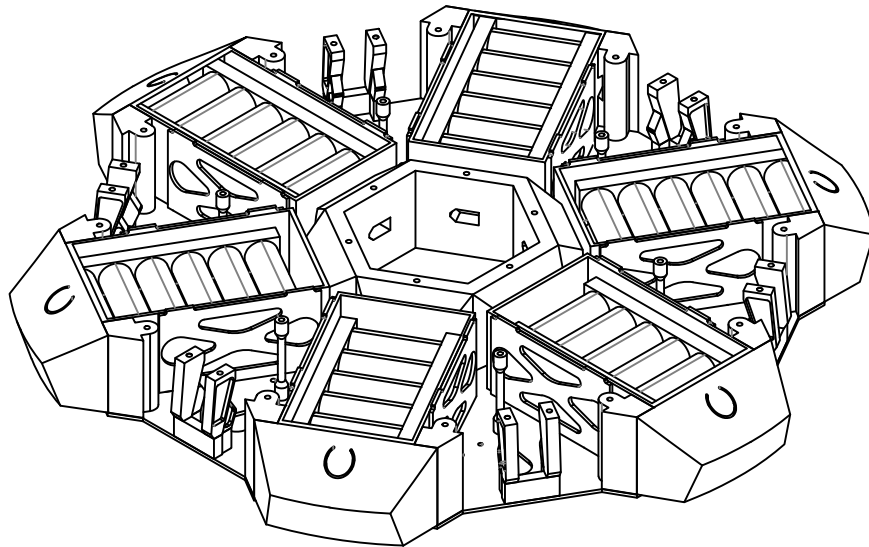


D

D

E

E



	FECHA	NOMBRE	
Dibujado	07-09-20	J.M. Laliena	
Comprobado			
D.S.Normas		U.N.E.	

**ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE
INGENIERÍA INDUSTRIAL**
Universidad de La Rioja

Departamento de Ingeniería Eléctrica



F

F

ESCALA

1:3

Proyección



DISEÑO HEXACÓPTERO

NÚMERO: B.6.

Interior del chasis

Referencia:

Sustituye a:

Sustituido por:



1

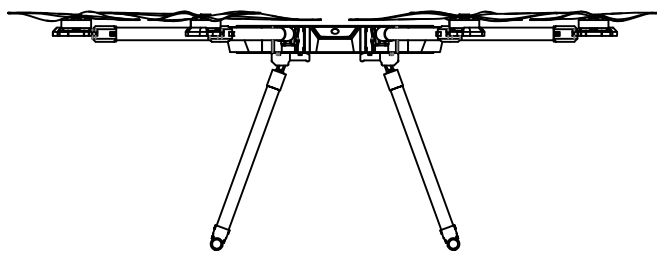
2

3

4

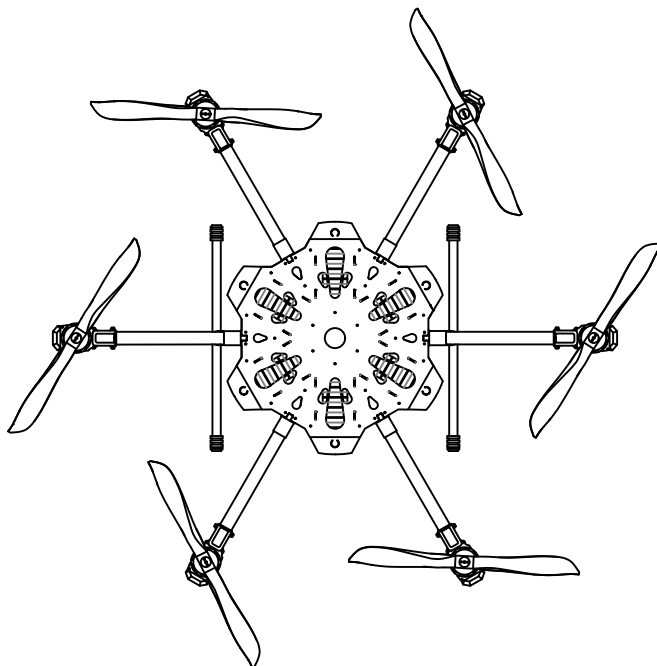
A

A



B

B

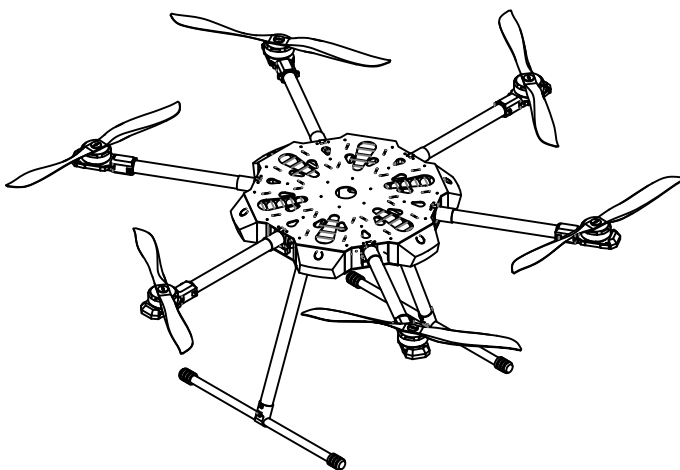


C

C

D

D



E

E

	FECHA	NOMBRE	
Dibujado	07-09-20	J.M. Laliena	
Comprobado			
D.S.Normas		U.N.E.	

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA INDUSTRIAL
Universidad de La Rioja
Departamento de Ingeniería Eléctrica



F

F

ESCALA	DISEÑO HEXACÓPTERO	NÚMERO: B.7.
1:10		Referencia:
Proyección	Chasis completo	Sustituye a:
		Sustituido por:



Parte C

Pliego de condiciones

1.1. Disposiciones generales

1.1.1. Objeto

La realización del presente proyecto, titulado “Diseño de un UAV multirrotor de uso profesional”, se enmarca bajo la designación de Trabajo Fin de Grado y tiene como propósito culminar con éxito los estudios de Grado en Ingeniería Electrónica Industrial y Automática. El autor del proyecto ha cursado los estudios en la Universidad de La Rioja, cumpliendo con las directrices especificadas por dicho centro en la normativa Trabajo Fin de Grado en vigor en el curso 2019/2020.

En este documento se exponen todas las condiciones técnicas de montaje, especificaciones a cumplir por los elementos y materiales comerciales que se deben considerar a la hora de llevar a cabo la realización del proyecto. En caso de no realizarse tal y como se presenta, el proyectista no se responsabilizará de los posibles fallos y averías propias del funcionamiento, repercutiendo todo el peso del problema sobre terceras personas.

Todas las modificaciones de las que pueda ser susceptible el proyecto deberán ser aprobadas por el ingeniero o proyectista.

1.1.2. Propiedad intelectual

La propiedad intelectual del autor y director del Trabajo Fin de Grado se registrará por el Real Decreto Legislativo 1/1996, de 12 de abril, por el que se aprueba el texto refundido de la Ley de Propiedad Intelectual.

1.1.3. Condiciones generales

Este proyecto se ajusta en su desarrollo a los reglamentos y disposiciones electrónicas vigentes. Atendiendo a esto, una vez se haya aprobado por el Ministerio de Industria, tendrá carácter de obligado cumplimiento. Acabado el proyecto, se podrán realizar diversas modificaciones siempre bajo la supervisión del ingeniero o proyectista.

En caso de efectuarse alguna modificación, el correspondiente proyecto modificado se considera como parte integrante del proyecto definitivo y como tal, sujeto a las condiciones y especificaciones citadas y aprobadas por el Ministerio.

La empresa adjudicataria suscribirá contrato ante notario donde se hará constar, a parte

de los términos legales obligatorios, plazos de entrega y la conformidad con la sanción cuyo incumplimiento pueda acarrear.

1.1.4. Normas, leyes y reglamentos

La realización del proyecto se regirá por la Ordenanza General de Seguridad e Higiene en el Trabajo del 7 de abril de 1970 y posteriores actualizaciones. Así mismo, se regirá por el Reglamento Electrotécnico de Baja Tensión, en el que se tendrán en cuenta las siguientes normas:

- UNE 20-514-82: reglas de seguridad para los aparatos electrónicos.
- UNE 157001:2002: sobre criterios generales para la elaboración de proyectos, que establece las consideraciones generales que permitan precisar las características que deben satisfacer los proyectos de productos obras y edificios, instalaciones, servicios o software, para que sean conformes al fin que están destinados.
- ISO/IEC 25000: conocida como SQuaRE (System and Software Quality Requirements and Evaluation), es una familia de normas que tiene por objetivo la creación de un marco de trabajo común para evaluar la calidad del producto software.
- ISO/IEC 25001 Planning and Management: establece los requisitos y orientaciones para gestionar la evaluación y especificación de los requisitos del producto software.
- BOE 12 de febrero de 2020: el cual regula las operaciones con aeronaves pilotadas por control remoto de peso inferior a los 150 kg al despegue; en él se establecen las condiciones de explotación de estas aeronaves para la realización de trabajos técnicos y científicos.
- Ley 48/1960, de 21 de julio: sobre Navegación Aérea, establece las condiciones de operación con este tipo de aeronaves, además de otras obligaciones.

Este proyecto debido a sus características se encuentra recogido dentro del reglamento electrónico de baja tensión:

“Se calificará como instalación eléctrica de baja tensión, todo conjunto de aparatos y circuitos asociados en previsión de un fin particular, producción, conversión, transformación, distribución o utilización de la energía eléctrica cuyas tensiones nominales sean iguales o inferiores a 1000 V para corriente alterna y 1500 V para corrientes continuas”.

1.2. Definición y alcance

1.2.1. Objeto de pliego de condiciones

El presente pliego regirá en unión de las disposiciones que con carácter general y particular se indican, y tiene por objeto la ordenación de las condiciones técnico-facultativas que han de regir en la ejecución del presente proyecto.

Se considerarán sujetas a las condiciones de este pliego todos los trabajos cuyas características y presupuestos se adjuntan en las partes correspondientes del proyecto.

Si en el transcurso de los trabajos se hiciera necesario ejecutar cualquier clase de modificaciones o instalaciones que no se encuentren descritas en este pliego de condiciones, el adjudicatario estará obligado a realizarlas con estricta sujeción a las órdenes que, al efecto, reciba del Ingeniero Industrial y, en cualquier caso, con arreglo a las reglas del buen arte constructivo.

El Ingeniero Industrial tendrá plenas atribuciones para sancionar la idoneidad de los sistemas empleados, los cuales estarán expuestos para su aprobación de forma que, a su juicio, los dispositivos que resulten defectuosas total o parcialmente deberán ser retirados o sustituidos sin que ello dé derecho a ningún tipo de reclamación por parte del Adjudicatario.

1.2.2. Documentos que definen el proyecto

El presente pliego, conjuntamente con la memoria, cuadro de precios y presupuesto, forman el proyecto. Los planos constituyen los documentos que definen el proyecto en forma geométrica y cuantitativa.

Los documentos que definen el proyecto y que la propiedad entregue al ontratista, pueden tener carácter contractual o meramente informativo. Son documentos contractuales los planos, pliego de condiciones, presupuestos parcial y total, que se incluyen en el proyecto.

Los datos incluidos en la memoria y anexos, así como la justificación de precios tienen carácter meramente informativo. Cualquier cambio en el planteamiento del sistema que implique un cambio sustancial respecto de lo proyectado deberá ponerse en conocimiento de la Dirección Técnica para que lo apruebe, si procede, y redacte el oportuno proyecto reformado.

1.2.3. Compatibilidad entre documentos

En caso de incompatibilidad o contradicción entre los planos y el pliego, prevalecerá lo escrito en este último documento. Lo mencionado en el pliego de prescripciones técnicas particulares y omitido en los planos o viceversa, habrá de ser considerado como si estuviese expuesto en ambos documentos, siempre que la unidad de estudio este definida en uno u otro documento y figure en el presupuesto.

1.3. Condiciones facultativas

1.3.1. Dirección

La dirección del montaje estará realizada en su totalidad por el ingeniero o proyectista o por otra persona que delegue atendiendo a la capacidad de dicha persona para realizar este trabajo.

Una vez realizado el montaje, su utilización podrá ser realizada por cualquier persona con conocimientos suficientes sobre el proyecto, la tecnología implicada y su funcionamiento. En caso de avería o mal funcionamiento por incorrecta utilización, el proyectista queda exento de culpa.

1.3.2. Libro de órdenes

La utilización de las aplicaciones desarrolladas en el proyecto se deberá realizar atendiendo a los documentos según el siguiente orden de prioridad en el caso de que hubiera alguna contradicción:

1. Presupuesto
2. Planos
3. Pliego de condiciones
4. Memoria

1.4. Condiciones de materiales y equipos

A continuación, se detallan las condiciones de hardware y software con las que hay que contar para desarrollar lo descrito en el proyecto.

1.4.1. Condiciones técnicas de los materiales

Los materiales a emplear en este proyecto deberán cumplimentar todas y cada una de las normas descritas en el presente documento y podrán ser sometidos a diferentes pruebas y ensayos para así cerciorar de su correcto funcionamiento. En caso de realizarse dichas pruebas y ensayos, el proyectista quedará exento de responsabilidad en el posible deterioro de los elementos durante su ejecución.

Estos materiales deben cumplir las especificaciones citadas para cada uno de ellos; si son reemplazados por otros, estos nuevos tienen que cumplir las mismas características que los anteriores, inhibiéndose culpa de cualquier fallo si estos requisitos no son cumplidos.

El criterio a la hora de asignar componentes ha sido intentar elegir aquellos de fácil accesibilidad, precio y que a la vez satisfaga plenamente las necesidades tecnológicas.

1.4.2. Condiciones técnicas de material informático

Para el desarrollo e implementación del proyecto se deberá disponer de un PC, que actuará como equipo de análisis y control, con las siguientes características mínimas:

- Intel Core i7 6700HQ o similar
- Memoria RAM 8 GB
- Disco duro 1TB
- Tarjeta gráfica Nvidia GeForce GTX960M o similar

Conocidas las características del equipo de control se enumera el software mínimo que debe contener este equipo:

- Windows 10
- Matlab R2020a

- IDE Arduino 1.8.9
- SolidWorks 2020 SP5
- AutoCAD 2020

1.5. Condiciones económicas

1.5.1. Errores en el proyecto

En el caso de existir errores de diseño se dará cuenta al proyectista para dar con la solución al problema. Además, se prohibirá el uso de la aplicación por posibles daños que pueda ocasionar hasta que el error se vea subsanado.

1.5.2. Liquidación

Terminada la elaboración del proyecto, se procederá a la liquidación, donde se incluyen los importes correspondientes a la elaboración del mismo.

En el caso de que surgiera alguna posible modificación aprobada por la dirección del proyecto, el contratante será el encargado de abonar este importe íntegramente.

Al suscribir el contrato, el contratante deberá abonar al adjudicatario el 60 % del total del presupuesto. Tras la entrega e instalación de la aeronave se deberá realizar un nuevo abono del 20 % del total del presupuesto, que será condición necesaria para continuar con el proceso de diseño. En caso de no realizar el abono, el proyectista queda exento de todos sus deberes contractuales.

El 20 % se quedará como garantía durante los 6 primeros meses a partir de la fecha de puesta en marcha del montaje final. Si transcurrido este periodo de tiempo no se han advertido evidencias de defecto, se abonará la cantidad pendiente de entrega, y a partir de ese momento, se consideran completamente concluidos los compromisos entre las dos partes, a excepción del periodo de garantía que cubre lo citado anteriormente.

1.5.3. Disposición

Las dos partes contratantes, dirección técnica y empresa, ratifican el contenido del siguiente pliego de condiciones, el cual tiene igual validez, a todos los efectos, que una estructura

publica, prometiendo fiel cumplimiento.

FIRMADO:

D. Jesús Miguel Laliena Martínez
Logroño, 7 de septiembre de 2020

Parte D

Presupuesto

1.1. Cuadro de precios

1.1.1. Materiales del UAV

Materiales UAV	Precio [€]
Conector XT60 hembra	0,6
Conector XT60 macho	0,6
Plancha de madera prensada 500×800×2 mm	10
Plancha de fibra de carbono 400×500 mm	41,5
Bobina de filamento ABS 1,75 mm 1 kg	8,2
Bobina de filamento PVA 1,75 mm 0,5 kg	15
Bobina de filamento PVM 1,75 mm 0,3 kg	35
Insertos metálicos roscados M2×5 mm	0,2
Separadores metálicos M2×50 mm	0,3
Baterías Li-Ion INR Sony 18650 VTC6	3,25
Tira de níquel 8×0,15 mm, 1 m	2,1
Chásis Tarot X6	355
Hélices Tarot 1855	10,8
Motores sin escobillas TYI 5010-II KV340	31,1
ESC Hobbywing XRotor 40 A	15,9
Cable de goma negro 18 AWG 1 m	1,2
Cable de goma rojo 18 AWG 1 m	1,2

1.1.2. Repuestos UAV

Repuestos UAV	Precio [€]
Conector XT60 hembra	0,6
Conector XT60 macho	0,6
Plancha fibra carbono 400×500 mm	41,5
Insertos metálicos roscados M2×5 mm	0,2
Separadores metálicos M2×50 mm	0,3
Baterías Li-Ion INR Sony 18650 VTC6	3,25
Hélices Tarot 1855	10,8
Motores sin escobillas TYI 5010-II KV340	31,1
ESC Hobbywing XRotor 40 A	15,9

1.1.3. Materiales para los ensayos

Materiales ensayos	Precio [€]
Fuente de alimentación regulable 0-15 V, 0-40 A	235
Cable de goma azul 18AWG 1 m	1,2
Cable de alambre protoboard 5 m	0,8
Protoboard	6
Arduino UNO	20
Resistencias:	
10 K Ω	0,2
15 K Ω	0,2
220	0,2
22 K Ω	0,2
1 K Ω	0,2
0,2 Ω 100 W	16
Transistor MOSFET BUZ11A	2,1
Conector banana macho	1,5
Comparador TLC372IP	1,3
Condensador 100 μ F	0,4
Condensador 100 pF	0,5
Transistor NPN BC107	2,6
Sensor temperatura TMP36	1,5
Fototransistor OP598A	0,6
Pinza cocodrilo	0,4
Mástil hierro macizo	40
Tuercas M2	0,02
Tuercas M5	0,03
Tornillos M2 \times 10 mm	0,02
Tornillos M5 \times 20 mm	0,03
Listón madera 20 \times 60 \times 370 mm	2,5
Arandelas M2	0,01
Arandelas M5	0,02
Varilla acero 5 \times 700 mm	3,5
Báscula digital 20 kg, 0.1 g	280
Bombilla incandescente 230 V, 100 W	2
Perfil aluminio 20 \times 20 mm, 70 mm	1,1

1.1.4. Licencias de software

Licencias software	Precio [€]
Matlab R2020a	2000
TeXstudio 3.0.1	0
IDE Arduino 1.8.9	0
SolidWorks 2020 SPS	5500
AutoCAD 2020	2200

1.1.5. Materiales de fabricación

Materiales fabricación	Precio [€]
Fresadora CNC 100×600×110 mm	3760
Sierra circular portátil 1400 W	114
Multiherramienta 130 W	60

1.1.6. Materiales para la programación

Materiales programación	Precio [€]
Portátil ASUS GL552VW-DM141	859

1.1.7. Mano de obra

Mano obra	Precio/hora [€]
Programación	40
Instalación y montaje	35
Diseño y fabricación	50
Investigación y desarrollo	50

1.2. Presupuesto parcial

1.2.1. Materiales del UAV

Materiales UAV	Cantidad	Unidad [€]	Total [€]
Conector XT60 hembra	6	0,6	3,6
Conector XT60 macho	6	0,6	3,6
Plancha de madera prensada 500×800×2 mm	1	10	10
Plancha de fibra de carbono 400×500 mm	2	41,5	83
Bobina de filamento ABS 1,75 mm 1 kg	1	8,2	8,2
Bobina de filamento PVA 1,75 mm 0,5 kg	1	15	15
Bobina de filamento PVM 1,75 mm 0,3 kg	1	35	35
Insertos metálicos roscados M2×5 mm	36	0,2	7,2
Separadores metálicos M2×50 mm	6	0,3	1,8
Baterías Li-Ion INR Sony 18650 VTC6	72	3,25	234
Tira de níquel 8×0,15 mm, 1 m	3	2,1	6,3
Chásis Tarot X6	1	355	355
Hélices Tarot 1855	6	10,8	64,8
Motores sin escobillas TYI 5010-II KV340	6	31,1	186,6
ESC Hobbywing XRotor 40 A	6	15,9	95,4
Cable de goma negro 18 AWG 1 m	3	1,2	3,6
Cable de goma rojo 18 AWG 1 m	3	1,2	3,6
SUB-TOTAL		1126,3

1.2.2. Repuestos UAV

Repuestos UAV	Cantidad	Unidad [€]	Total [€]
Conector XT60 hembra	2	0,6	1,2
Conector XT60 macho	2	0,6	1,2
Plancha fibra carbono 400×500 mm	1	41,5	41,5
Insertos metálicos roscados M2×5 mm	10	0,2	2
Separadores metálicos M2×50 mm	2	0,3	0,6
Baterías Li-Ion INR Sony 18650 VTC6	24	3,25	78
Hélices Tarot 1855	2	10,8	21,6
Motores sin escobillas TYI 5010-II KV340	2	31,1	62,2
ESC Hobbywing XRotor 40 A	2	15,9	31,8
SUB-TOTAL		243,3

1.2.3. Materiales para los ensayos

Materiales ensayos	Cantidad	Unidad [€]	Total [€]
Fuente de alimentación regulable 0-15 V, 0-40 A	2	235	470
Cable de goma azul 18AWG 1 m	5	1,2	6
Cable de alambre protoboard 5 m	1	0,8	0,8
Protoboard	1	6	6
Arduino UNO	1	20	20
Resistencias:			
10 K Ω	4	0,2	0,8
15 K Ω	1	0,2	0,2
220	1	0,2	0,2
22 K Ω	1	0,2	0,2
1 K Ω	2	0,2	0,4
0,2 Ω 100 W	2	16	32
Transistor MOSFET BUZ11A	2	2,1	4,2
Conector banana macho	4	1,5	6
Comparador TLC372IP	2	1,3	2,6
Condensador 100 μ F	2	0,4	0,8
Condensador 100 pF	2	0,5	1
Transistor NPN BC107	1	2,6	2,6
Sensor temperatura TMP36	1	1,5	1,5
Fototransistor OP598A	2	0,6	1,2
Pinza cocodrilo	2	0,4	0,8
Mástil hierro macizo	1	40	40
Tuercas M2	10	0,02	0,2
Tuercas M5	10	0,03	0,3
Tornillos M2 \times 10 mm	10	0,02	0,2
Tornillos M5 \times 20 mm	10	0,03	0,3
Listón madera 20 \times 60 \times 370 mm	1	2,5	2,5
Arandelas M2	10	0,01	0,1
Arandelas M5	10	0,02	0,2
Varilla acero 5 \times 700 mm	1	3,5	3,5
Báscula digital 20 kg, 0.1 g	1	280	280
Bombilla incandescente 230 V, 100 W	1	2	2
Perfil aluminio 20 \times 20 mm, 70 mm	1	1,1	1,1
SUB-TOTAL		891,9

1.2.4. Licencias de software

Licencias software	Cantidad	Unidad [€]	Total [€]
Matlab R2020a	1	2000	2000
TeXstudio 3.0.1	1	0	0
IDE Arduino 1.8.9	1	0	0
SolidWorks 2020 SPS	1	5500	5500
AutoCAD 2020	1	2200	2200
SUB-TOTAL		9700

1.2.5. Materiales de fabricación

Materiales fabricación	Cantidad	Unidad [€]	Total [€]
Fresadora CNC 100×600×110 mm	1	3760	3760
Sierra circular portátil 1400 W	1	114	114
Multiherramienta 130 W	1	60	60
SUB-TOTAL		3934

1.2.6. Materiales para la programación

Materiales programación	Cantidad	Unidad [€]	Total [€]
Portátil ASUS GL552VW-DM141	1	859	859
SUB-TOTAL		859

1.2.7. Mano de obra

Mano obra	Horas	Precio/hora [€]	Total [€]
Programación	100	40	4000
Instalación y montaje	20	35	700
Diseño y fabricación	200	50	10000
Investigación y desarrollo	150	50	7500
SUB-TOTAL		22200

1.3. Resumen del presupuesto

Presupuesto total	Total [€]
Materiales para los ensayos	891,9
Materiales UAV	1126,3
Software	9700
Materiales fabricación	3934
Repuestos UAV	243,3
Mano de obra	22200
Materiales para la programación	859
TOTAL EJECUCIÓN MATERIAL	38960,4
13 % Gastos Generales	5064,9
6 % Beneficio Industrial	2337,6
TOTAL GG Y BI	7402,5
21 % IVA	9736,2
TOTAL PRESUPUESTO CONTRATA	56099,1
TOTAL PRESUPUESTO GENERAL	56099,1

Asciende el presupuesto general a la expresada cantidad de CINCUENTA Y SEIS MIL NOVENTA Y NUEVE EUROS con DIEZ CÉNTIMOS.

FIRMADO:

D. Miguel Laliena Martínez
Logroño, 7 de septiembre de 2020

