

Trabajo Fin de Grado
Grado en Ingeniería de las Tecnologías Industriales

Simulación, Control y Fabricación de un RPAS de
ala rotatoria

Autor: Jaime Ortuño Conde

Tutor: José María Maestre Torreblanca

Dpto. Ingeniería de Sistemas y Automática
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2018



Trabajo Fin de Grado
Grado en Ingeniería de las Tecnologías Industriales

Simulación, Control y Fabricación de un RPAS de ala rotatoria

Autor:

Jaime Ortuño Conde

Tutor:

José María Maestre Torreblanca

Dpto. Ingeniería de Sistemas y Automática

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2018

A mi familia

A mis amigos

A mi monchi

Agradecimientos

En primer lugar, me gustaría agradecer a mi familia todo ese apoyo incondicional que me ha brindado a lo largo de mis estudios.

A Laurita por darme ánimos y empujones para que siguiera adelante en todo momento.

A todos mis amigos que han tenido que soportar mis momentos de frustración y mal humos a lo largo de mis estudios.

A José María Maestre, tutor de este TFG, por ayudarme, guiarme y aconsejarme en todo momento a lo largo de este trabajo.

Jaime Ortuño Conde
Grado en Ingeniería de las Tecnologías Industriales
Sevilla, 2018

Resumen

Los avances científicos y tecnológicos que se han desarrollado en torno a las Aeronaves Pilotadas de forma Remota ha propiciado que estas se encuentren en pleno auge en los sectores civil e industrial.

A pesar de los diferentes tipos de RPAS que existen, se presta mayor atención a las aeronaves multirrotores, en concreto a los cuadricópteros, pues son estos los que resultan de mayor interés, a pesar de las dificultades que presentan en cuanto al control de sus movimientos, en el ámbito de la robótica y la automatización.

Lo que se pretende con este trabajo es acercar el sector de los RPAS y de los cuadricópteros a aquellas personas, estudiantes de ingeniería o no, interesadas en este novedoso y prometedor sector, ofreciendo un punto de partida para su diseño, simulación y control, así como un conocimiento básico sobre sus características y normativa aplicable con el fin de que sirva de ayuda para futuros proyectos.

Abstract

Remotely Piloted Aircraft Systems are currently living an exponential growth thanks to the continuous development and research related to these aircrafts.

This dissertation Project is focused on multicopter, in spite of their challenging control, because these kind of aircrafts are the most interesting in robotics and automation.

This project is for people who are interested on this field, not necessary engineers, so they can understand easy this new field and use it as a starting point regarding the development, design, simulation and control, and also about the normative, hoping that it will be useful in future projects.

Agradecimientos	vii
Resumen	ix
Abstract	x
Índice	xi
Índice de Tablas	xiv
Índice de Figuras	xv
Notación	xviii
1 Estado del Arte sobre los RPAS	1
1.1 <i>Clasificación de los RPAS</i>	2
1.1.1 Clasificación según la sustentación	2
1.1.1.1 RPAS de ala fija	2
1.1.1.1.1 Ala alta	2
1.1.1.1.2 Ala baja	3
1.1.1.1.3 Ala volante	3
1.1.1.2 RPAS de ala rotatoria	3
1.1.1.2.1 Autogiro	3
1.1.1.2.2 Girodino	4
1.1.1.2.3 Helicóptero	4
1.1.1.2.4 Helicóptero con rotores en tándem	4
1.1.1.2.5 Helicóptero coaxial	4
1.1.1.2.6 Helicóptero entrecruzado	5
1.1.1.2.7 Multirotors	5
1.1.1.3 RPAS híbridos	6
1.1.2 Clasificación de los RPAS según la OTAN	6
1.1.2.1 UAS de tipo I	6
1.1.2.2 UAS de tipo II	6
1.1.2.3 UAS de tipo III	6
1.1.2.4 Clasificación en función de la altitud normal de vuelo y el alcance	6
1.2 <i>Normativa actual sobre los RPAS</i>	8
1.2.1 Normativa para RPAS de masa máxima al despegue inferior a 25 kg	8
1.2.1.1 El RPAS es una aeronave	8
1.2.1.2 Requisitos y mantenimiento del RPAS	9
1.2.1.3 Limitaciones	9
1.2.1.4 Personas involucradas en un RPAS desde el punto de vista legal	9
1.2.1.4.1 El operador	9
1.2.1.4.2 El piloto	10
1.2.1.4.3 El observador	10
1.2.1.5 Utilización del espacio aéreo	10
1.2.1.6 Habilitación para operaciones aéreas especializadas y vuelos experimentales	11
2 Modelo básico de un RPAS Cuadricóptero	12

2.1	<i>Sistemas de referencia</i>	12
2.2	<i>Cinemática del cuadricóptero</i>	14
2.3	<i>Dinámica del cuadricóptero</i>	15
2.3.1	Ecuaciones de Newton-Euler.....	15
2.3.2	Fuerza de empuje.....	16
2.3.3	Momento debido a la fuerza de empuje.....	17
2.3.4	Momento generado por los rotores y resistencia aerodinámica	17
2.4	<i>Modelo del motor</i>	18
2.5	<i>Modelo en Matlab/Simulink</i>	19
2.5.1	Ecuaciones del movimiento.....	19
2.5.2	Generación de fuerzas y momentos.....	20
2.5.3	Dinámica del rotor.....	20
2.5.4	Modelo del motor	22
2.5.5	Identificación del Sistema	22
2.5.5.1	Matriz de inercia.....	23
2.5.5.2	Coeficiente de empuje	23
2.5.5.3	Coeficiente de Resistencia	23
2.5.5.4	Identificación del motor.....	24
2.5.5.5	Otros parámetros	24
2.6	<i>Simulaciones</i>	24
2.6.1	Simulación de vuelo estacionario	24
2.6.2	Simulación de avance.....	26
2.6.3	Simulación de ascenso	27
2.6.4	Simulación del motor	27
3	Control básico de un Cuadricóptero	28
3.1	<i>Tipos de controladores</i>	28
3.1.1	Control PID.....	28
3.1.2	Control LQR (<i>Linear Quadratic Regulator</i> , Regulador Lineal Cuadrático)	28
3.1.3	Control H infinito	29
3.1.4	Control no lineal	29
3.2	<i>El controlador PID</i>	29
3.2.1	Acción de control proporcional.....	29
3.2.2	Acción de control Integral.....	30
3.2.3	Acción de control derivativa	30
3.2.3.1	Acción Proporcional, integral y derivativo.....	31
3.3	<i>Controlador de velocidad para los motores</i>	32
3.4	<i>Controlador para estabilización</i>	33
3.4.1	Linealización del modelo	33
3.4.1.1	Modelo en Simulink	35
3.4.1.2	Simulación del modelo lineal frente al modelo real	35
3.4.1.2.1	Simulación de pitch.....	36
3.4.1.2.2	Simulación de Yaw	36
3.4.1.2.3	Simulación de empuje	36
3.4.2	Diseño de los controladores	38
3.4.2.1	Diseño del controlador para Pitch y Roll	38
3.4.2.2	Diseño del controlador para Yaw.....	39
3.4.2.3	Diseño del controlador para altura	41
3.5	<i>Adaptación de los controladores al sistema no lineal</i>	42
3.5.1	Simulaciones en el sistema no lineal.....	43
3.5.1.1	Simulación de ascenso y avance en X.....	43
3.5.1.2	Simulación de avance cambiando la orientación.....	44
4	Descripción y Selección de Componentes	47
4.1	<i>Estructura o cuerpo</i>	47

4.2	<i>Autopiloto</i>	48
4.3	<i>GPS</i>	49
4.4	<i>Emisora y receptor de radio</i>	49
4.4.1	Emisor de radiofrecuencia	49
4.4.2	Receptor de radiofrecuencia	49
4.4.3	Equipos comerciales.....	50
4.5	<i>Power Module (PM)</i>	50
4.6	<i>Motores</i>	51
4.7	<i>Variador de velocidad (ESC)</i>	52
4.8	<i>Hélices</i>	53
4.9	<i>Batería</i>	53
4.10	<i>Estación de Tierra</i>	55
4.11	<i>Telemetría</i>	56
5	Montaje y Configuración	57
5.1	<i>Esquema eléctrico</i>	57
5.2	<i>Conexión entre la PDB y los variadores</i>	58
5.3	<i>Conexión entre ESC y motor</i>	59
5.4	<i>Conexiones al autopiloto</i>	59
5.4.1	Conexión entre autopiloto y variadores (ESC).....	59
5.4.2	Conexión entre autopiloto y receptor	60
5.4.3	Conexión entre autopiloto y GPS con magnetómetro	61
5.4.4	Conexión entre autopiloto y telemetría	61
5.4.5	Conexión entre autopiloto y <i>Power Module</i>	62
5.5	<i>Configuración con Mission Planner</i>	62
5.5.1	Pasos previos.....	62
5.5.1.1	Instalar Mission Planner	62
5.5.1.2	Instalación del firmware.....	63
5.5.1.3	Enlace del equipo de radiofrecuencia.....	63
5.5.2	Calibración de componentes	63
5.5.2.1	Calibración de la radio	64
5.5.2.2	Calibración de los ESC.....	64
5.5.2.3	Calibración del acelerómetro.....	65
5.5.2.4	Calibración del magnetómetro.....	65
5.5.3	Otras configuraciones.....	66
5.5.3.1	Selección del tipo de <i>frame</i> (estructura).....	66
5.5.3.1.1	Configuración de los modos de vuelo	66
6	Pruebas en Vuelo	68
6.1	<i>Ascenso</i>	68
6.2	<i>Vuelo estacionario</i>	69
6.3	<i>Vuelo siguiendo una trayectoria rectangular</i>	70
7	Conclusiones	72
7.1	<i>Conclusión final</i>	72
7.2	<i>Trabajo futuro</i>	72
	Bibliografía	73

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1.1	Clasificación de RPAS según la OTAN	7
Tabla 4.1	Comparación entre diferentes frames	47
Tabla 4.2	Comparación entre autopilotos	48
Tabla 4.3	Comparación entre GPS	49
Tabla 4.4	Equipos de radio control	50
Tabla 4.5	Diferentes modulos de potencia	50
Tabla 4.6	Comparación entre motores brushless	51
Tabla 4.7	Tabla experimental del motor Sunnysky	52
Tabla 4.8	Comparación entre variadores comerciales	52
Tabla 4.9	Tipos de baterias	53
Tabla 4.10	Comparación entre diferentes baterías	54

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1 DJI Spreading wings s1000 (izquierda) [25], Parrot bebop 2 (derecha) [26]	1
Figura 1.2 Global Hawk (izquierda) [27], Herón (derecha) [28]	1
Figura 1.3 Predator (izquierda) [43], X47B (derecha) [29]	2
Figura 1.4 Dos ejemplos de RPAS de ala alta: Elimco E500 (izquierda) [30], Raven (derecha) [31]	2
Figura 1.5 Dos ejemplos de ala volante: Skywalker X8 (izquierda) [43], Fulmar (derecha) [32]	3
Figura 1.6 Esquema de un autogiro [15]	3
Figura 1.7 Esquema de un girodino [15]	4
Figura 1.8 Esquema de un helicóptero [15]	4
Figura 1.9 Esquema de configuración en tándem [15]	4
Figura 1.10 Esquema de helicóptero entrecruzado [15]	5
Figura 1.11 Esquema de un helicóptero coaxial [15]	5
Figura 1.12 Ejemplo de cuadricópteros: 3DR Solo (izquierda) [43], S500 casero (derecha)	5
Figura 1.13 RPAS híbridos: HADA-Helicopter (izquierda) [34], Acturus (derecha) [35]	6
Figura 1.14 Clasificación en función de la altitud normal de vuelo y el alcance [44].	8
Figura 2.1 Esquema de un cuadricóptero	12
Figura 2.2 Sistemas de referencia	13
Figura 2.3 Esquema de fuerzas y momentos	15
Figura 2.4 Bloque que describe las ecuaciones del movimiento (capítulo 2)	19
Figura 2.5 Esquema interior del bloque rojo	19
Figura 2.6 Bloque para calcular fuerza y momento resultante	20
Figura 2.7 Esquema interior del bloque verde	20
Figura 2.8 Bloque que simula la salida de los rotores	21
Figura 2.9 Esquema interior del bloque azul	21
Figura 2.10 Modelo completo del cuadricóptero	22
Figura 2.11 Bloque que incluye los modelos de los cuatro rotores	22
Figura 2.12 Esquema interior del bloque magenta	23
Figura 2.13 Orientación y velocidad angular en vuelo estacionario	25
Figura 2.14 Posición y velocidad en vuelo estacionario	25
Figura 2.15 Orientación y velocidad angular en avance	26
Figura 2.16 Posición y velocidad en vuelo de avance	26
Figura 2.17 Posición y velocidad en vuelo ascendente	27
Figura 2.18 Simulación del motor	27
Figura 3.1 Esquema general de un controlador P	30

Figura 3.2	Esquema general de un controlador PI	30
Figura 3.3	Esquema general de un controlador PD	31
Figura 3.4	Esquema general de un controlador PID	31
Figura 3.5	Control PI para los motores	32
Figura 3.6	Esquema de control PI para velocidad del Motor	32
Figura 3.7	Aplicación del control PI a el modelo del motor	33
Figura 3.8	Bloque del modelo lineal	35
Figura 3.9	Esquema interior del sistema lineal	35
Figura 3.10	Comparación del sistema lineal VS no lineal en pitch	36
Figura 3.11	Comparación del modelo lines VS no lineal para altura	37
Figura 3.12	Comparación del sistema lineal VS no lineal en yaw	37
Figura 3.13	Lugar geométrico de las raíces	38
Figura 3.14	Esquema de control PD para pitch y roll	38
Figura 3.15	Respuesta del sistema lineal para una referencia en pitch de 2 grados	39
Figura 3.16	Respuesta frente a escalón unitario en SISOTOOL	39
Figura 3.17	Respuesta temporal del sistema lineal a una entrada de 2 grados en yaw	40
Figura 3.18	Respuesta ante escalón unitario del control PD para yaw	40
Figura 3.19	Lugar de la raíces del controlador PD para yaw	40
Figura 3.20	Respuesta ante escalón para altura	41
Figura 3.21	Esquema de control para altura	41
Figura 3.22	Esquema general de control para altura y estabilización	42
Figura 3.23	Modelo no lineal con controlador para los motores	43
Figura 3.24	Modelo completo del cuadricóptero con controlador	43
Figura 3.25	Primera simulación en el modelo no lineal. Posición y velocidad	44
Figura 3.26	Primera simulación en el modelo no lineal. Orientación y velocidad angular	45
Figura 3.27	Segunda simulación en el modelo no lonieal. Posición y velocidad	45
Figura 3.28	Segunda simulación en el modelo no linieal. Orientación y velocidad angular	46
Figura 4.1	Enlaces entre el cuadricóptero y la estación de tierra	55
Figura 4.2	Módulos de telemetría	56
Figura 5.1	Esquema eléctrico	57
Figura 5.2	Montaje de brazos y tren de aterrizaje a la PCB	58
Figura 5.3	Conexiones de los variadores a la PCB	58
Figura 5.4	Conexión entre el variador y el motor	59
Figura 5.5	Numeración de los motores para cuadricóptero en X, [45]	60
Figura 5.6	Conexión entre autopiloto y variadores	60
Figura 5.7	Conexiones entre receptor y autopiloto	60
Figura 5.8	Conexiones entre GPS y autopiloto	61
Figura 5.9	Conexión entre telemetria y autopiloto	61
Figura 5.10	Conexión entre Power-Module y autopiloto	62

Figura 5.11 Selección del puerto COM y velocidad del puerto serie [11]	63
Figura 5.12 Conexión del receptor para el emparejamiento	63
Figura 5.13 Ventana de calibración de la radio [11]	64
Figura 5.14 Posiciones para la calibración del acelerómetro [11]	65
Figura 5.15 Configuración general del magnetómetro [11]	65
Figura 5.16 Configuración de la posición del magnetómetro externo [11]	65
Figura 5.17 Live calibration. Magnetómetro [11]	66
Figura 5.18 Herramienta Live calibration [11]	66
Figura 5.19 Modos de vuelo [11]	67
Figura 6.1 Cuadricóptero al despegue.	68
Figura 6.2 Vuelo de ascenso. Altura y gas.	68
Figura 6.3 Imagen tomada durante el vuelo estacionario	69
Figura 6.4 Vuelo estacionario. Altura y yaw	69
Figura 6.5 Vuelo estacionario. Pitch y roll	70
Figura 6.6 Trayectoria rectangular. Pitch y roll	71

Notación

SRI	Sistema de Referencia Inercial
SRB	Sistema de Referencia ejes-cuerpo (Body)
CDG	Centro de Gravedad
RPAS	Aeronave pilotada de forma remota (del inglés, Remotely Piloted Aircraft System)
UCAV	Aeronave de combate autónoma (del inglés, Unmanned Combat Air Vehicle)
OTAN	Organización del tratado del Atlántico Norte
UAS	Sistema aéreo no tripulado (del inglés, Unmanned Aircraft System)
UAV	Vehículo aéreo no tripulado (del inglés, Unmanned Aircraft Vehicle)
\mathbf{P}	Vector de posición expresado en SRI
$\boldsymbol{\mu}$	Vector de posición angular expresado en SRI
\mathbf{V}_B	Vector velocidad expresado en SRB
\mathbf{V}_I	Vector velocidad expresado en SRI
\mathbf{N}	Vector velocidad angular expresado en SRB
$\dot{\boldsymbol{\mu}}$	Vector velocidad angular expresado en SRI
\mathbf{R}_X	Matriz de rotación sobre el eje X
\mathbf{R}_Y	Matriz de rotación sobre el eje Y
\mathbf{R}_Z	Matriz de rotación sobre el eje Z
\mathbf{R}_I	Matriz de rotación global expresada en SRI
\mathbf{R}_B	Matriz de rotación global expresada en SRB
\mathbf{W}_μ	Matriz de transformación angular expresada en SRB
\mathbf{W}_μ^{-1}	Matriz de transformación angular expresada en SRI
S	Función seno
C	Función coseno
T	Función tangente
\mathbf{F}_i	Fuerza de empuje del rotor i
\mathbf{F}	Vector de fuerzas resultante sobre el SRB
$\boldsymbol{\tau}_i$	Momento generado por el rotor i
\mathbf{M}	Vector de momento resultante sobre el SRB
\mathbf{F}_D	Fuerza de resistencia aerodinámica que ejerce el RPAS
M	Masa del cuadricóptero
\mathbf{g}_I	Aceleración de la gravedad en SRI
W	Velocidad del aire por debajo del rotor
v_i	Velocidad del aire en el plano del rotor
v_h	Velocidad de vuelo en un punto fijo (hover)
P	Densidad del aire
B	Constante para calcular el empuje de cada rotor
C_D	Coefficiente de resistencia aerodinámica
A	Área de referencia

R	Radio de la hélice
k_T	Constante para calcular el momento generado por cada rotor
k_D	Constante para calcular la fuerza de resistencia aerodinámica

1 ESTADO DEL ARTE SOBRE LOS RPAS

La innovación es lo que distingue a un líder de los demás

- Steve Jobs -

Actualmente, los RPAS¹ comúnmente conocidos como “drones”, están viviendo un desarrollo exponencial debido a todas sus posibles aplicaciones tanto en el ámbito civil como militar. Prácticamente todos los días se escuchan noticias sobre estas aeronaves y tanto es así que hasta grandes empresas tecnológicas como Google, Amazon, Facebook o UBER tienen sus propios proyectos utilizando esta nueva tecnología que promete ser, como muy poco, “revolucionaria” en la forma de llevar a cabo determinadas tareas como podrían ser el transporte de mercancías, personas, vigilancia, etc. A la cabeza civil de esta tecnología se encuentra la conocida empresa china DJI que acapara aproximadamente un 60 - 70% de este novedoso mercado proporcionando ejemplares tanto para uso particular o recreativo como para el campo profesional o industrial (Figura 1.1).



Figura 1.1 DJI Spreading wings s1000 (izquierda) [25], Parrot bebop 2 (derecha) [26].

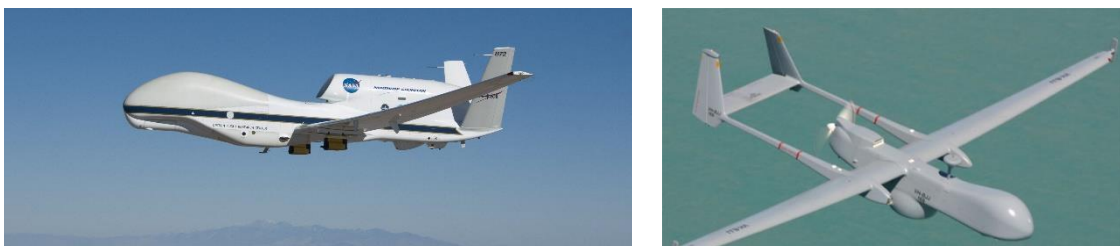


Figura 1.2 Global Hawk (izquierda) [27], Herón (derecha) [28].

¹ Remotely Piloted Aircraft Systems

En el ámbito militar, Israel junto con EEUU dominan completamente esta tecnología al disponer de aeronaves de vigilancia y observación, como podrían ser el Global Hawk o el mítico Herón (Figura 1.2), y de aeronaves de combate como el UCAV² X-47B el cual es un caza “avión de combate aire-aire” o el Reaper (Predator) que además de ser un RPAS de observación tiene la capacidad de llevar armamento para realizar ataques aire-tierra de una forma bastante efectiva (Figura 1.3). Esto permite realizar ataques concretos y precisos sobre el objetivo y realizar una evaluación de daños posterior sobre el terreno, lo cual es de un gran valor militar.



Figura 1.3 Predator (izquierda) [43], X47B (derecha) [29].

1.1 Clasificación de los RPAS

Debido a la gran cantidad de tipos de RPAS que existen actualmente, es necesario clasificarlos para entender mejor sus posibles aplicaciones. Las siguientes formas de clasificación son las más habituales: en cuanto al tipo de vuelo, distinguiendo principalmente entre RPAS de ala fija o RPAS de ala rotatoria, en función de la misión que realizan y finalmente en función de su aplicación, tamaño o peso de la aeronave.

1.1.1 Clasificación según la sustentación

1.1.1.1 RPAS de ala fija

Estos RPAS son muy similares en cuanto a diseño a las aeronaves convencionales, estas se sustentan gracias a unas alas fijas con un perfil aerodinámico concreto el cual genera una diferencia de presión entre la zona inferior y la zona superior unida al fuselaje o cuerpo de la aeronave. Según la zona donde se ubiquen las alas, podemos clasificarlos en los siguientes tipos.

1.1.1.1.1 Ala alta

Esta configuración facilita la carga y descarga de la carga de pago o carga útil (Figura 1.4), permite montar motores encima de las alas, protege las alas de altas temperaturas de los gases de salida, permite al RPAS hacer aterrizajes en el mar, hace la aeronave lateralmente más estable, proporciona más sustentación y se puede tener más espacio dentro del fuselaje. En cambio, al tener más superficie frontal, aumenta la resistencia, el efecto tierra es menor y si el tren de aterrizaje está en las alas, este tiene que ser mayor lo que empeora la maniobrabilidad del RPAS.



Figura 1.4 Dos ejemplos de RPAS de ala alta: Elimco E500 (izquierda) [30], Raven (derecha) [31].

² Unmanned Combat Aerial Vehicle

1.1.1.1.2 Ala baja

Este tipo de configuración mejora el aterrizaje comparada con el ala alta. El tren de aterrizaje es más corto, por lo que la aeronave es más ligera que con el ala alta, la superficie frontal es menor, por lo que la resistencia aerodinámica es menor, la aeronave tiene mayor control lateral y la estela de aire producida por las alas afecta menos al tail. En cambio, también presenta una serie de desventajas como que estas alas generan menos sustentación comparada con el ala alta, por lo que tiene una velocidad de entrada en pérdidas más alta y entonces la carrera de despegue es mayor.

1.1.1.1.3 Ala volante

Este tipo de ala abarca casi toda la aeronave, se podría decir que la aeronave entera es un ala (Figura 1.5). Es más cara, más atractiva que las dos anteriores, se trata de la configuración más eficiente desde el punto de vista de la aerodinámica, son menos ruidosos y muy maniobrables, sin embargo, su control es más complicado.



Figura 1.5 Dos ejemplos de ala volante: Skywalker X8 (izquierda) [43], Fulmar (derecha) [32].

1.1.1.2 RPAS de ala rotatoria

Dentro de este campo se encuentran todos aquellos RPAS que generan su sustentación mediante el giro de unas palas alrededor de un eje. Por lo general suelen presentar menor autonomía a costa de una mayor maniobrabilidad pues son capaces de permanecer quietos en una posición determinada y realizar despegues y aterrizaje en vertical. Clasificaremos estos tipos de RPAS según la configuración de los rotores.

1.1.1.2.1 Autogiro

Se trata de un diseño español por parte de Juan de la Cierva³. Esta configuración es un poco peculiar pues, a pesar de que posee 2 rotores, uno de ellos es el propulsor y el otro gira libremente proporcionando la sustentación (Figura 1.6). Este diseño necesita de una cierta velocidad aerodinámica para conseguir sustentación por lo que también podríamos introducirlo dentro de los RPAS híbridos. Puede conseguir velocidades lentas de vuelo, aunque no puede permanecer quieto en el aire. Tiene mayor autonomía que un helicóptero, pero menos que una aeronave de ala fija.

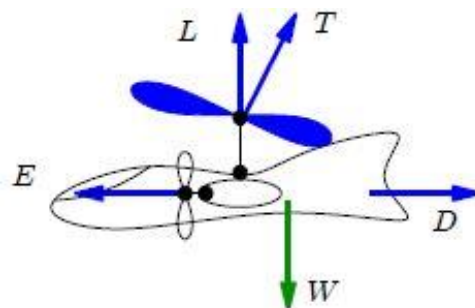


Figura 1.6 Esquema de un autogiro [15].

³ Juan de la Cierva, nacido en Murcia en 1895, fue un inventor, científico aeronáutico e ingeniero de caminos canales y puertos.

1.1.1.2.2 Girodino

El girodino (Figura 1.7) es una aeronave similar al autogiro, pero en este caso el rotor principal si esta motorizado y produce empuje. El rotor superior se encarga de la sustentación mientras que los otros se encargan de proporcionar empuje para vencer la resistencia aerodinámica.

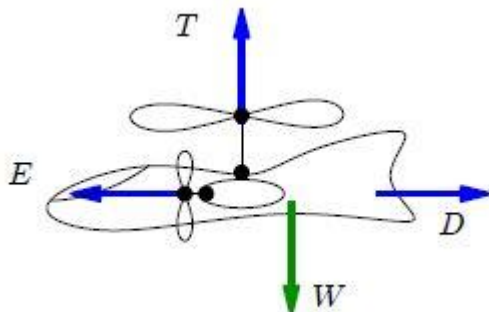


Figura 1.7 Esquema de un girodino [15].

1.1.1.2.3 Helicóptero

Este se caracteriza porque tanto la sustentación como el empuje lo da un único motor, de tal manera que jugando con la inclinación del rotor principal se conseguirá tener más o menos sustentación, y el rotor secundario se encarga de generar un par que se opone al par producido por el rotor principal el cual se sitúa generalmente en la cola (Figura 1.8).

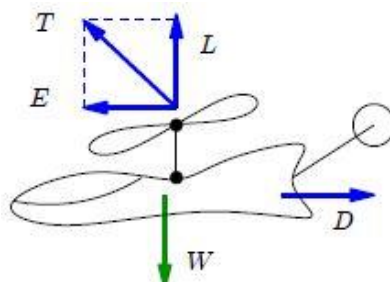


Figura 1.8 Esquema de un helicóptero [15].

1.1.1.2.4 Helicóptero con rotores en tándem

Esta configuración propone un rotor delantero y otro trasero para que los pares inducidos se compensen entre ellos girando en sentido contrario (Figura 1.9), estos permiten llevar cargas más pesadas y su uso es en mayor parte militar para transporte.

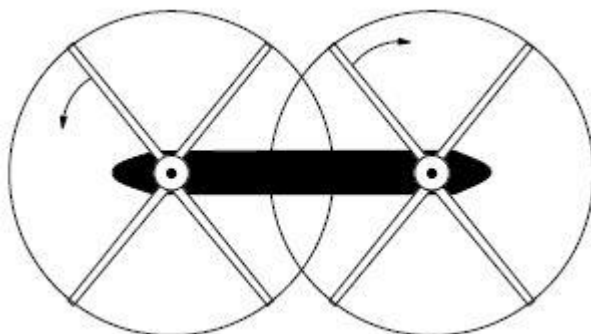


Figura 1.9 Esquema de configuración en tándem [15].

1.1.1.2.5 Helicóptero coaxial

Este tipo de helicóptero tiene dos rotors en un mismo eje de forma que uno gira en un sentido y el otro en sentido contrario. Cada uno aplica un par prácticamente igual que se compensan (Figura 1.11).

1.1.1.2.6 Helicóptero entrecruzado

Usa dos ejes inclinados de tal forma que las aspas se entrecruzan. Este sistema es usado mayormente para transporte y usa un tail que proporciona estabilidad (Figura 1.10).

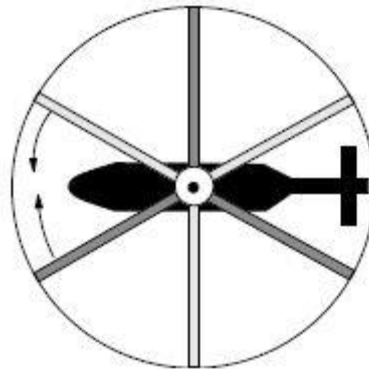


Figura 1.10 Esquema de helicóptero entrecruzado [15].

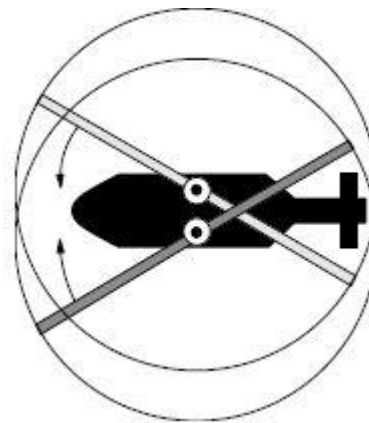


Figura 1.11 Esquema de un helicóptero coaxial [15].

1.1.1.2.7 Multirotores

Estas aeronaves se caracterizan porque están dispuestas de al menos tres rotores. Utilizan hélices de paso fijo para generar la sustentación por lo que el movimiento de dichas aeronaves se consigue mediante diferencias de velocidades de los distintos rotores con el fin de conseguir fuerzas y pares resultantes sobre ella para poder realizar los distintos movimientos.

Tienen una mecánica muy sencilla y son relativamente baratos pudiéndose encontrar con bastante facilidad. Su uso está enfocado sobre todo a la toma de imágenes, bien para inspección, fotografía o fotogrametría, pero su baja autonomía y alcance, limitan el uso de estas aeronaves a espacios muy reducidos (Figura 1.12).

Esta configuración es la más conocida por la población civil y los medios de comunicación, comúnmente conocida como “drones” y es en esta plataforma en la que se basará este trabajo.



Figura 1.12 Ejemplo de cuadricópteros: 3DR Solo (izquierda) [43], S500 casero (derecha).

1.1.1.3 RPAS híbridos

Son aeronaves que tienen la particularidad de que son de una manera intermedia a una aeronave de ala fija y a una de ala rotatoria, es una mezcla entre las dos configuraciones (Figura 1.13). Son capaces de realizar aterrizajes y despegues verticales, así como permanecer en un vuelo de hovering y además son capaces de hacer largos vuelos a velocidad media gracias a la sustentación ofrecida por las alas. Presentan una complicación elevada en cuanto al control y a la mecánica, por lo que es difícil encontrar RPAS con esta característica.



Figura 1.13 RPAS híbridos: HADA-Helicopter (izquierda) [34], Acturus (derecha) [35].

1.1.2 Clasificación de los RPAS según la OTAN⁴

Según la OTAN, es necesario una clasificación de los RPAS para con el fin de facilitar la comunicación entre organizaciones y ayudar a establecer una aplicación estándar para cada tipo de UAS⁵.

Esta clasificación se basa en el peso máximo al despegue y en la altitud normal de operación. Nuestro sistema RPAS encajaría dentro de la clasificación MICRO (<2 Kg) pues no está pensado que sobrepase ese peso.

Si hay algún conflicto con los tipos, este se resuelve atendiendo siempre a la altura. Esta clasificación se encuentra en la Tabla 1.1.

1.1.2.1 UAS de tipo I

Todos aquellos que tengan un peso máximo al despegue de 150 Kg. A esta clase de RPAS no se les aplica las normas de certificación aeronáuticas.

1.1.2.2 UAS de tipo II

Este tipo lo forman todos aquellos RPAS cuya masa máxima al despegue esté entre 150 Kg y 600 Kg. Esta clase de RPAS está sujeta a las normas de certificación aeronáutica.

1.1.2.3 UAS de tipo III

Todos aquellos RPAS que sobrepasen de 600 Kg en su peso máximo al despegue. Operan a gran altura, altas velocidades y gran autonomía.

1.1.2.4 Clasificación en función de la altitud normal de vuelo y el alcance

Esta clasificación divide los RPAS en tres grupos diferentes en función de su autonomía y altura de operación (Figura 1.14).

- LAE: “Low Altitude and Endurance” RPAS caracterizados por volar a baja altitud y con bajo alcance.
- MALE: “Medium Altitude and Long Endurance” RPAS caracterizados por volar a una altitud media y gran alcance.

⁴ Organización del tratado del Atlántico Norte

⁵ Unmanned Aerial System

- HALE: “High Altitude and Long Endurance” RPAS caracterizados por volar a gran altitud y con gran alcance.

Class	Category	Normal Employment	Normal Operating Altitude	Normal Mission Radius	Primary Supported Commander	Example platform
CLASS I (less than 150 Kg)	SMALL >20 Kg	Tactical Unit (employs launch System)	Up tp 5K ft AGL	50 Km (LOS)	BN/Regt, BG	Hemmes 90 Luna
	MINI 2- 20 Kg	Tactical Sub-unit (manual launch)	Up to K ft AGL	25 Km (LOS)	Coy/Sqn	Aladin DH3 DRAC Eagle Raven Scan Skylark Strix T- Hawk
	MICRO <2Kg	Tactical PI, Sect, Individudal (single operator)	Up to 200 ft AGL	5 Km (LOS)	PI, Sect	Black Window
CLASS II (150 Kg to 600 Kg)	TACTICAL	Tactical Formation	Up to 10,000 ft AGL	200 Km (LOS)	Bde Comd	Aerostar Hermes 450 iView 250 Ranger Sperwer
CLASS III (more tan 600 Kg)	Strike/ Combat	Strategic/National	Up to 65,000 ft	Unlimited (BLOS)	Theater COM	
	HALE	Strategic/National	Up to 65,000 ft	Unlimited (BLOS)	Theater COM	Global Hawk
	MALE	Operational/theater	Up to 45,000 ft MSL	Unlimited (BLOS)	JTF COM	Predator B Predator A Harfang Heron Heron TP Hermes 900

Tabla 1.1 Clasificación de RPAS según la OTAN.

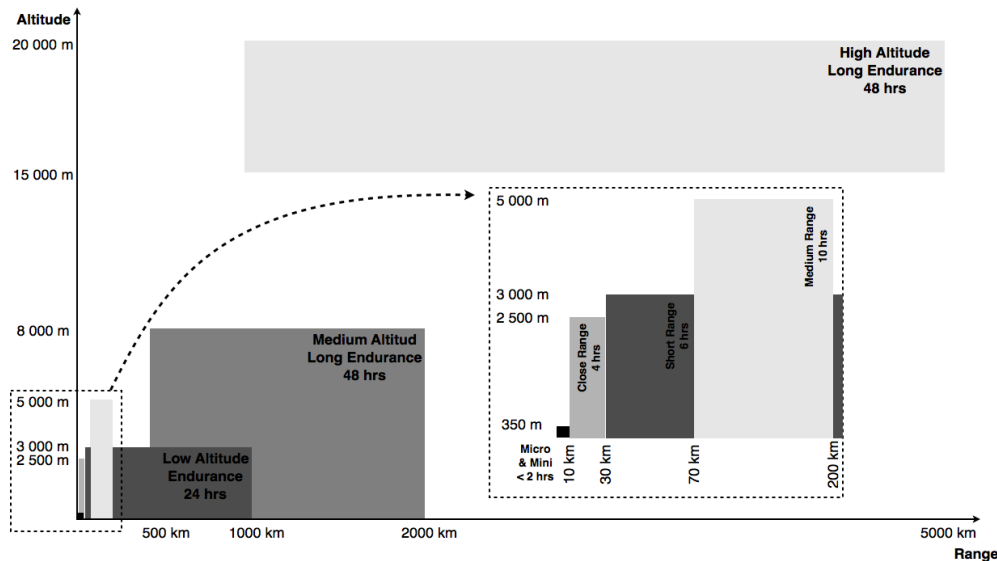


Figura 1.14 Clasificación en función de la altitud normal de vuelo y el alcance [44].

1.2 Normativa actual sobre los RPAS

Cabe señalar que solamente los RPAS con un peso máximo al despegue inferior o igual a 150 Kg serán objeto de regulación nacional, estando el resto de los RPAS bajo el marco regulatorio de entidades europeas.

Quedan exentos de esta normativa aquellos RPAS que vuelen en espacios completamente cerrados, sistemas militares y RPAS para exhibiciones, actividades deportivas, recreativas o de competición, y de juguetes.

Debido a que el RPAS, que será diseñado, tendrá un peso máximo al despegue inferior a 25 Kg, estará sometido a las leyes nacionales y, además, estará exento de inscripción en el Registro de Matrícula de Aeronaves Civiles y del Certificado de Aeronavegabilidad. Será en este rango en el que se centre este capítulo, de una forma general.

1.2.1 Normativa para RPAS de masa máxima al despegue inferior a 25 kg

Según la información facilitada por AESA⁶, la normativa que regula las operaciones con RPAS son: el Real Decreto 1036/2017, de 15 de diciembre, por el que se regula la utilización civil de aeronaves pilotadas por control remoto, y se modifican el Real Decreto 552/2014, de 27 de junio, por el que se desarrolla el Reglamento del aire y disposiciones operativas comunes para los servicios y procedimientos de navegación aérea y el real Decreto 57/2002, de 18 de enero, por el que se aprueba el Reglamento de Circulación Aérea.

Para entender de forma esencial esta nueva regulación puede ser dividida en diferentes apartados.

1.2.1.1 El RPAS es una aeronave

Desde el punto de vista legal, se entiende por aeronave (Ley 48/1960, art. 11):

- Toda construcción apta para el transporte de personas o cosas capaz de moverse en la atmósfera a merced de las reacciones del aire, sea o no más ligera que éste y tenga o no órganos motor propulsores.*
- Cualquier máquina pilotada por control remoto que pueda sustentarse en la atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra.*

Por tanto, el RPAS es considerado una aeronave y estará sujeto, en principio, a las mismas leyes, aunque como se enuncia más adelante, no estarán obligadas a utilizar infraestructuras aeroportuarias (Ley 48/1960 art. 150.2).

⁶ Agencia Estatal de Seguridad Aérea

1.2.1.2 Requisitos y mantenimiento del RPAS

El RPA deberá llevar una placa identificativa ignífuga, es decir, una matrícula en la que deberá aparecer el nombre del fabricante, el tipo y modelo de aeronave, el número de serie, el nombre del operador y datos de contacto.

Los enlaces de mando y control deben de garantizar un enlace continuo y fiable.

En cuanto al mantenimiento, se debe desarrollar un manual, proporcionado junto con la aeronave, que describa el comportamiento, funcionamiento e inspección añadiendo directrices para desarrollar las tareas de inspección mantenimiento y reparación del RPA y sus sistemas.

El operador será el responsable del mantenimiento de la aeronave siguiendo las directrices del fabricante y generando un programa de mantenimiento adecuado.

1.2.1.3 Limitaciones

Esta normativa está sujeta a las siguientes limitaciones para cualquier tipo de aeronave.

- No se puede pilotar desde un vehículo en movimiento salvo previa autorización de AESA habiendo aportado un estudio de la seguridad garantizando que no se pierde contacto con la aeronave en todo momento.
- No es posible operar más de una aeronave de manera simultánea por un mismo piloto u observador.
- Si es necesario transferir el control de la aeronave a otro piloto, el operador deberá redactor un procedimiento detallado para tal efecto el cual deberá ser incluido en el manual de la operación.
- Está prohibido llevar a bordo objetos o sustancias peligrosas salvo que se disponga de una autorización de AESA.
- Debe de establecerse un área de seguridad para aterrizaje y despegue de 30 m de radio a no ser que se trate de un VTOL, en tal caso basta con un área de 10 m de radio.

Además, deberán establecerse varias zonas de recuperación seguras para que, en caso de que haya una emergencia, el RPA pueda alcanzar una de ellas y minimizar los posibles riesgos.

- El sobrevuelo de instalaciones de defensa o relacionadas con la seguridad del estado solamente podrán ser llevadas a cabo con el permiso del responsable de la infraestructura.
- El sobrevuelo de instalaciones de industria química, transporte, energía, agua y tecnologías de la información se debe realizar a una altura mínima de 50 sobre el punto más alto de la infraestructura y a una distancia horizontal de 25 m salvo permiso del responsable de la instalación.

1.2.1.4 Personas involucradas en un RPAS desde el punto de vista legal

Es posible diferenciar tres claros sujetos el operador, el piloto y los observadores.

1.2.1.4.1 El operador

Es la persona física o jurídica autorizada a llevar a cabo determinadas actividades con el RPAS bajo ciertas condiciones de seguridad. En todo caso es el responsable de la aeronave y de la operación, y está sujeto al cumplimiento de la normativa relativa al uso del espectro radioeléctrico, protección de datos, toma de imágenes y responsabilidad de los daños causados por la operación. Además, el operador debe:

- Disponer de la documentación de las aeronaves a utilizar incluyendo la configuración, características, prestaciones y procedimiento de pilotaje.
- Haber realizado un estudio previo de seguridad aeronáutica, el cual podría ser genérico o específico.
- Disponer de un seguro que cubra la responsabilidad civil de daños frente a terceros.

- Proteger el RPAS de interferencias ilícitas y establecer procedimientos para evitar el acceso de personal no autorizado tanto a la estación de tierra como a la aeronave.
- Garantizar que el RPA y los equipos cumplan la normativa reguladora de telecomunicaciones.
- Notificar a AESA y a la Comisión de Accidentes de cualquier accidente e incidente grave.
- Asegurar que la operación y el personal cumplen con los requisitos del Real Decreto.

En el caso de que se quieran llevar a cabo operaciones especializadas, el operador deberá tener en cuenta lo siguiente:

- El manual de operaciones debe contener la información y procedimientos necesarios, así como del entrenamiento práctico de los pilotos, para el correcto desarrollo de la operación.
- Deben haberse realizado los vuelos de prueba que demuestran que la operación puede ser llevada a cabo con seguridad.
- En caso de que se pretenda volar en aglomeraciones o fuera del alcance visual, debe incluirse un estudio de seguridad aeronáutico específico de la operación.

1.2.1.4.2 El piloto

Es la persona designada por el operador para la realización de las diferentes tareas que componen la operación del RPA. Para poder ser piloto se necesita ser mayor de 18 años, disponer de un certificado médico válido que acredite que se está en condiciones favorables para el control del RPAS, demostrar que se tienen los conocimientos básicos teóricos y, además disponer de los conocimientos necesario de la aeronave a pilotar y de sus sistemas.

De forma alternativa, el piloto podría obtener la autorización si demuestra tener una licencia en regla o poseer las habilidades necesarias y cierto conocimiento:

- a) *“Ser titulares de cualquier licencia de piloto, incluyendo la licencia de piloto de ultraligero o haberlo sido y no haber sido desposeído de la misma en virtud de procedimiento sancionador”.*
- b) *“Demostrar de forma fehaciente que disponen de los conocimientos teóricos necesarios para la obtención de cualquier licencia de piloto, incluyendo la licencia de piloto de ultraligero”.*

1.2.1.4.3 El observador

Es la persona designada a, mediante observación visual directa del RPA, ayuda al piloto en la realización segura del vuelo. Estos deberán, al menos, acreditar los conocimientos teóricos mínimos correspondientes a un piloto remoto.

1.2.1.5 Utilización del espacio aéreo

Todo RPA que vaya a utilizar el espacio aéreo deberá cumplir con el Real Decreto 552/2014, de 27 de junio, por el que se regulan las reglas del aire, así como con el Real Decreto 57/2002, de 18 de enero, por el que se establece el Reglamento de Circulación Aérea.

Los RPAS de menos de 25 Kg de masa máxima al despegue podrán realizar las siguientes operaciones en el espacio aéreo sin necesidad de certificado de aeronavegabilidad.

- Operaciones especializadas en zonas fuera de aglomeraciones de edificios, en ciudades o pueblos, en espacio aéreo no controlado y fuera de una zona de información aérea (FIZ). Dentro del alcance visual directo del piloto o de los observadores en contacto permanente por radio a una distancia no mayor de 500 m y a una altura máxima de 120 m.

Además, podrá ser fuera del alcance visual del piloto si el RPA tienen un peso máximo al despegue menor de 2 Kg, por RPA que cuenten con sistemas aprobados por AESA para detectar y evitar a otros usuarios del espacio aéreo o en espacio aéreo segregado.

- Operaciones aéreas especializadas sobre aglomeraciones de edificios, en ciudades o pueblos, en espacio aéreo no controlado y fuera de una zona de información de vuelo, por RPAS de masa máxima al despegue no superior a 10 Kg, dentro del alcance visual del piloto, a una distancia máxima de 100 m y a una altura máxima de 120 m.

Estas operaciones deberán realizarse en zonas acotadas para tal efecto limitando el paso de personas y vehículos o bien manteniendo una zona de seguridad de 50 m respecto de edificios u otro tipo de estructuras y, de cualquier persona salvo el personal que esté involucrado en la operación.

- Operaciones en espacio aéreo controlado están sujetas al artículo 23 ter.3 b), y c) del Real Decreto 552/2014, de 27 de junio. Los procedimientos de coordinación deben documentarse y el operador deberá mantenerlos a disposición de AESA. Además, será necesario un estudio de seguridad que deberá incorporarse al procedimiento de autorización del operador.
- Todas las operaciones nombradas anteriormente deben llevarse a cabo de día y en condiciones favorables de vuelo visual. El vuelo nocturno sólo estará disponible previa autorización de AESA.

Se podrán llevar a cabo:

- a) Actividades aéreas de trabajos técnicos y científicos, de día y en condiciones meteorológicas favorables.
- b) Ciertos vuelos de demostración, exhibición, investigación..., siempre de día y en condiciones meteorológicas favorables, en espacio aéreo no controlado o en espacio aéreo segregado al efecto, en zonas determinadas (fuera de aglomeraciones urbanas y de concentraciones de personas).

1.2.1.6 Habilitación para operaciones aéreas especializadas y vuelos experimentales

Las operaciones aéreas especializadas contempladas en el punto primero del apartado 1.2.1.5 y los vuelos experimentales están sujetos a la comunicación previa de a la AESA.

Esta comunicación previa y sus modificaciones habilita para el ejercicio de las operaciones establecidas en la comunicación desde la fecha de su presentación con la limitaciones y condiciones que se hayan presentado. Esta comunicación debe contener lo siguiente:

- Datos identificativos del operador, de las aeronaves a utilizar, de los pilotos que la realicen y los documentos que correspondan conforme al capítulo V del Real Decreto 1036/2017, de 15 de diciembre.
- Tipo de operación aérea o vuelos experimentales a desarrollar, así como las características de la operación.

A demás el operador está obligado a disponer y conservar a disposición de AESA los requisitos establecidos en el capítulo 1.2.1.4.1, así como las condiciones o limitaciones que se vayan a aplicar a la operación y el manual de operaciones según proceda.

Para las demás operaciones y vuelos experimentales será necesario disponer de autorización de AESA, la cual habilita de forma indefinida siempre que se cumpla con las condiciones para las que fue emitida dicha autorización.

El plazo máximo para obtener una autorización será de 6 meses desde la presentación de la solicitud, transcurrido el cual podrá entenderse denegada.

2 MODELO BÁSICO DE UN RPAS CUADRICÓPTERO

En este capítulo se mostrarán las ecuaciones cinemáticas y dinámicas de un cuadricóptero en configuración en cruz con el fin de entender el movimiento que puede realizar este tipo de RPAS en el espacio.

Para empezar, debemos saber que el movimiento de este tipo de aeronaves es generado a partir de cambios de velocidad en cada uno de sus rotores. Dado el siguiente esquema de los rotores.

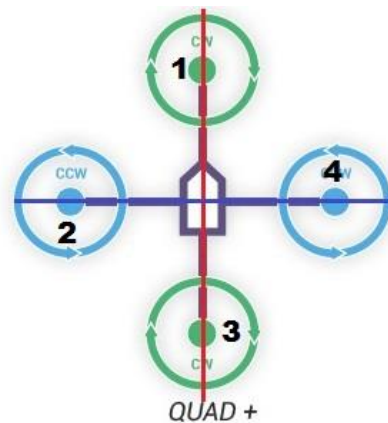


Figura 2.1 Esquema de un cuadricóptero.

El cuadricóptero podrá avanzar realizando un movimiento de pitch manteniendo la velocidad de los rotores 2 y 4 constante, pero a su vez disminuyendo la velocidad del rotor 1 y aumentando la velocidad del rotor 3. Con esto se consigue un movimiento de pitch⁷ negativo y el cuadricóptero se inclina hacia delante apareciendo una fuerza horizontal que hace que el cuadricóptero avance. Para desplazarse hacia atrás o de forma lateral con un movimiento de pitch, se sigue el mismo principio, es decir, se disminuye la velocidad del rotor que indica el desplazamiento y el opuesto aumenta su velocidad manteniendo los otros dos a velocidad constante.

El movimiento de yaw⁸ en cambio se consigue jugando con el par de los rotores puesto que hay dos que giran en sentido horario y otros 2 en sentido anti-horario (Figura 2.1). Si se quiere que el RPAS no tenga movimiento de yaw hay que conseguir que la suma de los momentos de los 4 rotores sea nula. En cambio, si se desea un movimiento en yaw, por ejemplo, en sentido horario, los rotores 2 y 4 tendrían que girar a menor velocidad (generar un momento menor) que los rotores 1 y 3.

2.1 Sistemas de referencia

Antes de empezar a escribir ecuaciones, se deben entender los sistemas de referencia que serán usados para describir el comportamiento del cuadricóptero (Figura 2.2). Se usará un sistema de Referencia Ejes-Cuerpo solidario al cuadricóptero con origen O situado en el CDG⁹, el eje Y irá en dirección del brazo derecho del cuadricóptero, el eje X apuntará en la dirección del brazo delantero y ambos en el plano del cuadricóptero. Por último, el eje Z apuntará hacia abajo y será perpendicular a X e Y.

⁷ Movimiento de rotación alrededor del eje Y conocido en español como movimiento de alabeo.

⁸ Movimiento de rotación alrededor del eje Z conocido en español como movimiento de guiñada.

⁹ Centro de Gravedad

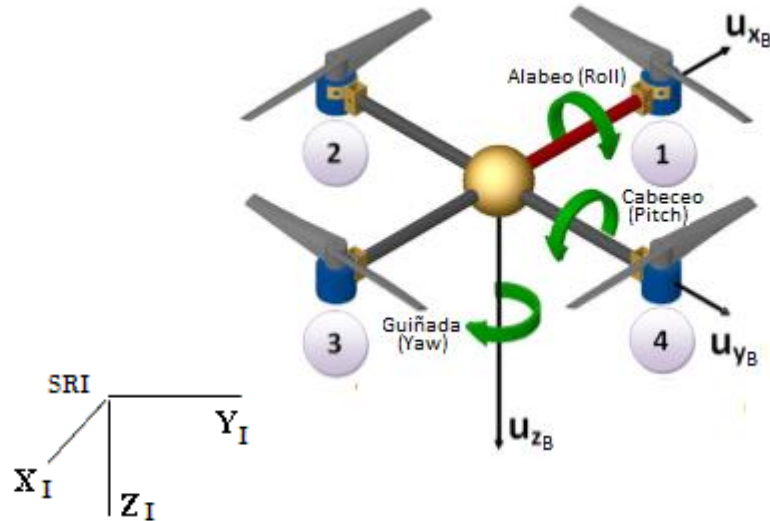


Figura 2.2 Sistemas de referencia.

La posición del cuadricóptero quedará determinada por el vector de posición \mathbf{P} respecto del sistema de referencia inercial, mientras que la orientación de este viene dada por los ángulos de Euler, roll (ϕ), pitch (θ) y yaw (ψ) respecto del sistema de referencia inercial, los cuales se expresan con el vector posición angular $\boldsymbol{\mu}$:

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_I \quad (1)$$

$$\boldsymbol{\mu} = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}_I \quad (2)$$

La matriz de rotación del cuadricóptero \mathbf{R}_I relaciona el sistema de referencia Inercial (SRI) con el sistema de referencia Ejes-Cuerpo (SRB). Esta es obtenida a partir de tres rotaciones sucesivas:

a) Rotación al rededor del eje X:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_I = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_B \quad \text{Por tanto: } \mathbf{R}_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{bmatrix} \quad (3)$$

b) Rotación al rededor del eje Y:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_I = \begin{bmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_B \quad \text{Por tanto: } \mathbf{R}_y = \begin{bmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix} \quad (4)$$

c) Rotación al rededor del eje Z:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_I = \begin{bmatrix} c\psi & -s\psi & 0 \\ s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_B \quad \text{Por tanto: } \mathbf{R}_z = \begin{bmatrix} c\psi & -s\psi & 0 \\ s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

De forma que la matriz de rotación completa \mathbf{R}_I se obtiene como resultado de multiplicar \mathbf{R}_x , \mathbf{R}_y y \mathbf{R}_z .

$$\mathbf{R}_I = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & c\psi s\theta s\phi - c\phi s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (6)$$

en donde $s\psi = \sin(\psi)$ y $c\psi = \cos(\psi)$. Debido a la propiedad de ortonormalidad, se tiene que la matriz de rotación expresada en ejes-cuerpo \mathbf{R}_B es la traspuesta de \mathbf{R}_I por tanto:

$$\mathbf{R}_B = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & s\phi c\theta \\ c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (7)$$

2.2 Cinemática del cuadricóptero

Se definirán la posición y velocidades del cuadricóptero en sus correspondientes sistemas de referencia. La posición como ya se estableció en (1) queda:

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (8)$$

de forma que la velocidad del cuadricóptero en SRB viene determinada por \mathbf{V}_B :

$$\mathbf{V}_B = \frac{d\mathbf{P}}{dt} \quad (9)$$

La velocidad expresada en el SRI se obtiene multiplicando por la correspondiente matriz de rotación:

$$\mathbf{V}_I = \mathbf{R}_I \cdot \mathbf{V}_B \quad (10)$$

La posición angular del cuadricóptero queda definida por sus tres ángulos de roll, pitch y yaw expresados en el SRI:

$$\boldsymbol{\mu} = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}_I \quad (11)$$

Y la velocidad angular en ejes-cuerpo por \mathbf{v} :

$$\mathbf{v} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}_B \quad (12)$$

La matriz de transformación angular desde el SRI al sistema SRB es \mathbf{W}_μ y la que transforma desde el SRB al SRI es \mathbf{W}_μ^{-1} :

$$\mathbf{v} = \mathbf{W}_\mu \cdot \dot{\boldsymbol{\mu}} \quad (13)$$

$$\dot{\boldsymbol{\mu}} = \mathbf{W}_\mu^{-1} \cdot \mathbf{v} \quad (14)$$

$$\mathbf{W}_\mu = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\phi & s\phi c\theta \\ 0 & -s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\mathbf{W}_\mu^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & s\phi t\theta & c\phi t\theta \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi/c\theta & c\phi/c\theta \end{bmatrix} \quad (16)$$

De esta forma, ya quedan definidas todas las velocidades lineales y angulares del cuadricóptero.

2.3 Dinámica del cuadricóptero

En este apartado, se definirán las fuerzas y momentos del cuadricóptero, y además serán obtenidas las ecuaciones dinámicas que rigen el comportamiento del cuadricóptero gracias a la formulación de Newton-Euler. En la Figura 2.3 se definen las fuerzas y momentos del cuadricóptero siendo \mathbf{F}_1 , \mathbf{F}_2 , \mathbf{F}_3 y \mathbf{F}_4 las fuerzas de los cuatro rotores y \mathbf{F} la fuerza resultante de estas aplicada en el CDG, todas ellas expresadas en SRB. Las velocidades angulares de cada rotor son ω_1 , ω_2 , ω_3 y ω_4 además cada rotor genera un par en sentido contrario a la velocidad de giro debido al principio de acción-reacción, los cuales son τ_1 , τ_2 , τ_3 y τ_4 , y el momento resultante aplicado sobre el CDG se denomina \mathbf{M} , expresados en SRB. \mathbf{F}_D son las fuerzas de resistencia aerodinámica.

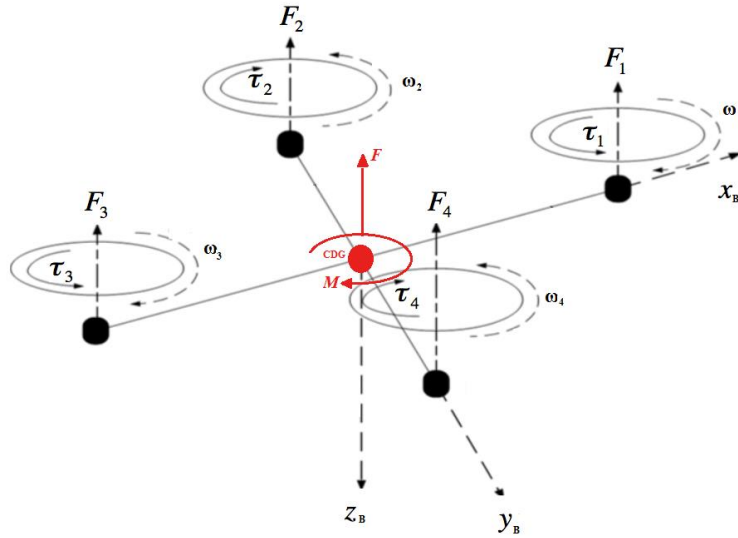


Figura 2.3 Esquema de fuerzas y momentos.

2.3.1 Ecuaciones de Newton-Euler

Asumiendo que el cuadricóptero es un sólido rígido y gracias a la formulación de Newton-Euler es posible escribir la dinámica del cuadricóptero expresadas en el sistema de coordenadas SRB. Gracias a la formulación de Newton se obtiene:

$$m \cdot \dot{\mathbf{V}}_B + \mathbf{v} \times m \cdot \mathbf{V}_B = \mathbf{F} + \mathbf{F}_D + m\mathbf{g} \quad (17)$$

donde \mathbf{V}_B es la velocidad del cuadricóptero expresada en el SRB, $\dot{\mathbf{V}}_B$ la aceleración del cuadricóptero expresada en el SRB, \mathbf{v} es el vector velocidad angular respecto del SRB, \mathbf{F} es el vector de fuerza resultante del empuje de los 4 rotores expresada en el CDG del SRB, \mathbf{F}_D es el vector de fuerzas debidas a la resistencia aerodinámica que ejerce el cuadricóptero y \mathbf{g} es la fuerza debida a la gravedad expresada en el SRB.

$$\mathbf{V}_B = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix}_B, \dot{\mathbf{V}}_B = \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix}_B, \mathbf{v} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}_B, \mathbf{F} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_z \end{bmatrix}_B, \mathbf{F}_D = \begin{bmatrix} F_{D_x} \\ F_{D_y} \\ F_{D_z} \end{bmatrix}_B, \mathbf{g} = \begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix}_B \quad (18)$$

Si expresamos ahora esta ecuación en el sistema de referencia inercial y se divide la expresión por m queda:

$$\dot{\mathbf{V}}_I = \frac{\mathbf{F}_I + \mathbf{F}_{D_I}}{m} + \mathbf{g}_I \quad (19)$$

donde ahora las velocidades y fuerzas en el SRI se consiguen multiplicando por la matriz de rotación y es conocido que:

$$\mathbf{g}_I = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix}_I \quad (20)$$

Y gracias a la formulación de Euler:

$$\mathbf{I} \cdot \dot{\mathbf{v}} + \mathbf{v} \times \mathbf{I} \cdot \mathbf{v} = \mathbf{M} + \mathbf{M}_D \quad (21)$$

donde \mathbf{I} es la matriz de inercia del cuadricóptero expresada en SRB, en la cual se ha supuesto que el cuadricóptero es simétrico respecto a sus brazos, por lo que no tiene productos de inercia, \mathbf{v} es el vector velocidad angular respecto del SRB, $\dot{\mathbf{v}}$ el vector aceleración angular expresado en el SRB, \mathbf{M} es el vector resultante de momentos angulares de los cuatro motores más el momento producido por cada motor debido a la fuerza de empuje expresados en el CDG del SRB, así se ve que los motores al estar contenidos en el plano $X_B Y_B$ solamente producen momento en el eje de giro, es decir, en el eje Z_B . Por último \mathbf{M}_D es el vector de momentos debidos a la resistencia aerodinámica del cuadricóptero.

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}_B, \quad \mathbf{v} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}_B, \quad \dot{\mathbf{v}} = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix}_B, \quad \mathbf{M} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}_B, \quad \mathbf{M}_D = \begin{bmatrix} M_{D_x} \\ M_{D_y} \\ M_{D_z} \end{bmatrix}_B \quad (22)$$

Considerando entonces el vector de estados $[\mathbf{P} \ \mathbf{V}_I \ \mu \ \mathbf{v}]^T$, las ecuaciones que describen el comportamiento del cuadricóptero son:

$$\dot{\mathbf{P}}_B = \mathbf{V}_B \quad (23)$$

$$\dot{\mathbf{V}}_I = \frac{\mathbf{F}_I + \mathbf{F}_{D_I}}{m} + \mathbf{g}_I \quad (24)$$

$$\dot{\mu} = \mathbf{W}_\mu^{-1} \cdot \mathbf{v} \quad (25)$$

$$\mathbf{I} \cdot \dot{\mathbf{v}} + \mathbf{v} \times \mathbf{I} \cdot \mathbf{v} = \mathbf{M} + \mathbf{M}_D \quad (26)$$

El vector de estado está compuesto entonces por 4 componentes, donde cada una tiene 3 coordenadas, por lo que en total son 12 componentes:

$$[x \ y \ z \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z} \ \phi \ \theta \ \psi \ p \ q \ r]^T \quad (27)$$

2.3.2 Fuerza de empuje

La fuerza de empuje es aquella que proporciona el rotor más la hélice. Para modelar esta fuerza supondremos que la velocidad del cuadricóptero será muy baja, por lo que podrá suponerse que el cuadricóptero seguirá siempre un vuelo en hovering (vuelo estacionario en el que el vehículo permanece quieto en un punto).

Las ecuaciones de Navier-Stokes aplicadas a un volumen de control determinado para un vuelo en hovering dan como resultado las siguientes ecuaciones:

- Esta ecuación expresa que la velocidad del aire por abajo del rotor (w) es el doble que la que tenía en el plano del rotor (v_i).

$$w = 2v_i \quad (28)$$

- b) Esta ecuación expresa que la velocidad del plano del rotor (v_i) es igual a la velocidad de hover (v_h) por tratarse de un vuelo en punto fijo.

$$v_h = v_i = \sqrt{\frac{1}{2\rho} \left(\frac{F}{A}\right)} \quad (29)$$

- c) Donde (P_i) es la potencia necesaria para generar un empuje F con una densidad de aire (ρ). Representa el precio que hay que pagar por conseguir una sustentación, debido a que hay que empujar el aire y acelerarlo.

$$P_i = Fv_i = \frac{F^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}} \quad (30)$$

Finalmente es posible obtener que el empuje de cada rotor i es proporcional al cuadrado de la velocidad angular de los motores:

$$F_i = b\omega_i^2 \quad (31)$$

donde ω_i es la velocidad angular del rotor y b es una constante.

2.3.3 Momento debido a la fuerza de empuje

También hay que tener en cuenta que esta fuerza de empuje crea un momento M_L sobre el CDG por el hecho de estar desplazada una distancia l de este. De forma que suponiendo que el rotor se encuentra en la posición P_i este momento queda como:

$$M_L = \overrightarrow{OP_i} \times \mathbf{F}_i \quad (32)$$

2.3.4 Momento generado por los rotores y resistencia aerodinámica

La fuerza de resistencia aerodinámica viene dada por la expresión:

$$F_D = \frac{1}{2}\rho C_D AV^2 \quad (33)$$

donde ρ es la densidad del aire, C_D es el coeficiente aerodinámico de resistencia, A es el área de referencia y V es la velocidad del aire.

Por tanto, el momento generado por un rotor se expresa como:

$$\tau = \frac{1}{2}\rho RC_D AV^2 = \frac{1}{2}\rho RC_D A(\omega R)^2 = k_T \omega^2 \quad (34)$$

donde R es el radio de la hélice, ω la velocidad angular del rotor y k_T es una constante.

Para modelar esta fuerza de resistencia aerodinámica que el cuadricóptero sufre tras avanzar, se supondrá que el aire está quieto, por lo que

$$\mathbf{V} = \mathbf{V}_B \quad (35)$$

Entonces F_D se puede expresar como:

$$F_D = \frac{1}{2} \rho C_D A V^2 = k_D V_B^2 \quad (36)$$

donde k_D es una constante. De todas formas, debido a que el cuadricóptero no se moverá rápido, este término puede ser despreciado como una primera estimación pues no alcanzará valores suficientemente grandes a priori.

2.4 Modelo del motor

De forma general, el momento generado por un motor DC¹⁰ es proporcional a la corriente y al campo magnético. Asumiendo que el campo magnético es constante, se tiene que el momento es proporcional a la corriente I multiplicada por un factor K_t .

$$T = K_t \cdot i \quad (37)$$

La fuerza electromotriz, e , es proporcional a la velocidad angular multiplicada por una constante K_e .

$$e = K_e \cdot \omega \quad (38)$$

Debido a que en el sistema internacional ambas constantes son iguales, se usará la constante K para representar a las dos. Por tanto, usando la segunda ley de Newton y la ley de Kirchhoff para voltaje se tiene:

$$J \cdot \frac{d\omega}{dt} + b \cdot \omega = K \cdot i \quad (39)$$

$$V = L \frac{di}{dt} + R \cdot i + K \cdot \omega \quad (40)$$

J es el momento de inercia del motor ($\text{Kg} \cdot \text{m}^2$), b es la constante de fricción viscosa ($\text{N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$), K_e es la constante de fuerza electromotriz ($\text{V} \cdot \text{s} / \text{rad}$), k_t es la constante de momento del motor ($\text{N} \cdot \text{m} / \text{A}$), R es la Resistencia eléctrica (Ω) y L es la Inductancia (H).

Aplicando la transformada de Laplace al sistema compuesto por (39) y (40), se obtiene la siguiente función de transferencia entre voltaje y velocidad angular:

$$\frac{\Omega(s)}{V(s)} = \frac{K}{(Ls + R)(Js + b) + K^2} \quad (41)$$

Teniendo en cuenta que L es mucho menor que R , podría despreciarse el término L/R quedando un sistema de primer orden dado por:

$$\frac{\Omega(s)}{V(s)} = \frac{K/R}{Js + b + \frac{K^2}{R}} \quad (42)$$

El cual se puede representar de la manera:

$$\frac{\Omega(s)}{V(s)} = \frac{K}{\tau s + 1} \quad (43)$$

Según el experimento que se realiza en [1], las constantes K y τ pueden obtenerse por experimentación:

¹⁰ Direct Current

$$K = \frac{\omega_{max}}{v_{in}} \tag{44}$$

$$\tau = 4 \cdot T_s \tag{45}$$

Donde T_s es el tiempo de establecimiento del sistema, ω_{max} es la velocidad angular máxima y v_{in} es el voltaje aplicado.

2.5 Modelo en Matlab/Simulink

En este apartado se mostrará cómo realizar el modelo anterior del cuadricóptero en Matlab/Simulink con el fin de que sirva de ayuda y guía a futuros proyectos o trabajos relacionados con este tipo de aeronaves (Figura 2.10).

2.5.1 Ecuaciones del movimiento

Para modelar las ecuaciones del movimiento en Simulink, se crea un bloque (Figura 2.4) el cual tendrá como entradas las fuerzas y momentos resultantes expresados en el SRB y como salidas tendrá la posición, velocidad, orientación expresadas en el SRI y velocidad angular expresada en el SRB.

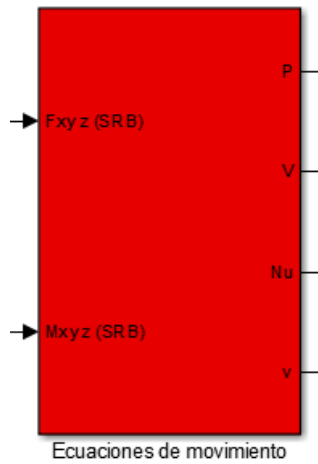


Figura 2.4 Bloque que describe las ecuaciones del movimiento (capítulo 2).

Dentro de este bloque hay una función que contiene las ecuaciones del movimiento vistas anteriormente además de datos del cuadricóptero como la masa o la matriz de inercia. Posteriormente, estas ecuaciones son integradas

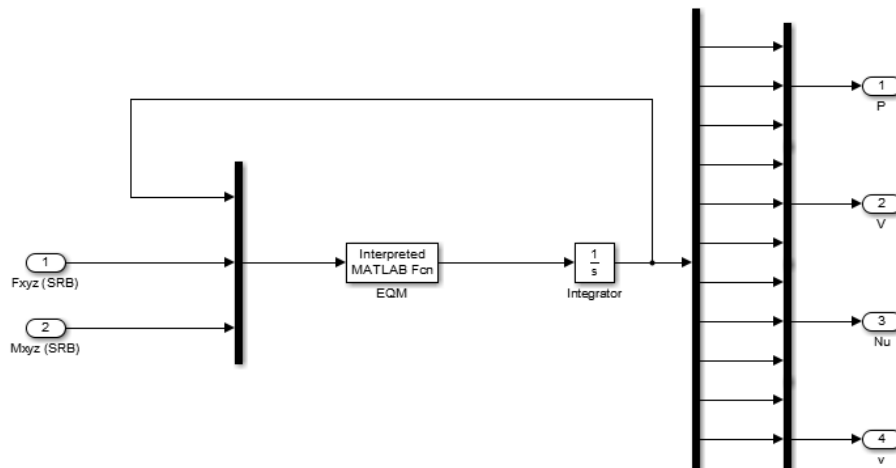


Figura 2.5 Esquema interior del bloque rojo.

para obtener así las variables de salida.

2.5.2 Generación de fuerzas y momentos

Cada rotor genera una fuerza y un momento en el SRB, por lo que habrá que calcular la fuerza y momento resultante de cada motor y expresarlo en el CDG del cuadricóptero. Esto se hace dentro del bloque verde (Figura 2.6) llamado “Generación de Fuerza y Momento Resultante”.

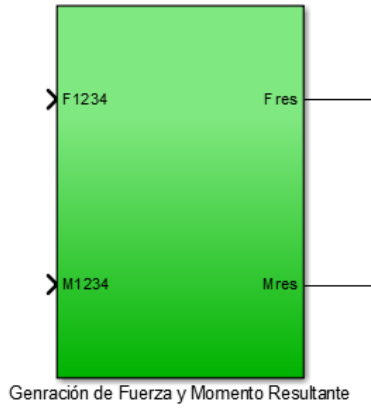


Figura 2.6 Bloque para calcular fuerza y momento resultante.

En el interior se encuentra un esquema parecido al interior (Figura 2.7), en este caso hay una función llamada FM_gen que se encarga de, dado las fuerzas y momentos de cada rotor, generar la fuerza y el momento de resultante de todos ellos aplicadas sobre el CDG según el SRB.

2.5.3 Dinámica del rotor

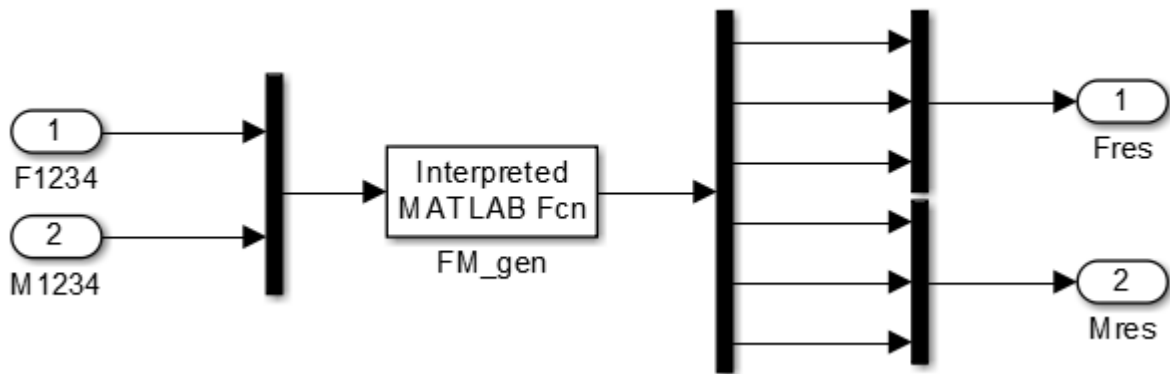


Figura 2.7 Esquema interior del bloque verde.

Debido a la velocidad de rotación y a la hélice, el rotor genera una fuerza y un par, los cuales vienen determinados, según se explicó anteriormente (capítulos 2.3.2 y 2.3.3) por las constantes b y k_t . Esta parte del modelo se concentra en el bloque azul (Figura 2.8).

En el interior (Figura 2.9), de nuevo hay un esquema regido por una función la cual tiene por entradas las velocidades de los motores y devuelve fuerzas y momentos:

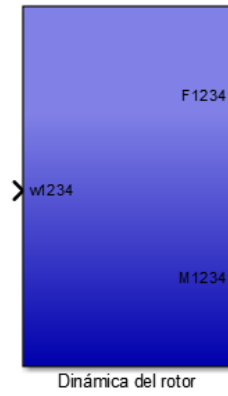


Figura 2.8 Bloque que simula la salida de los rotores.

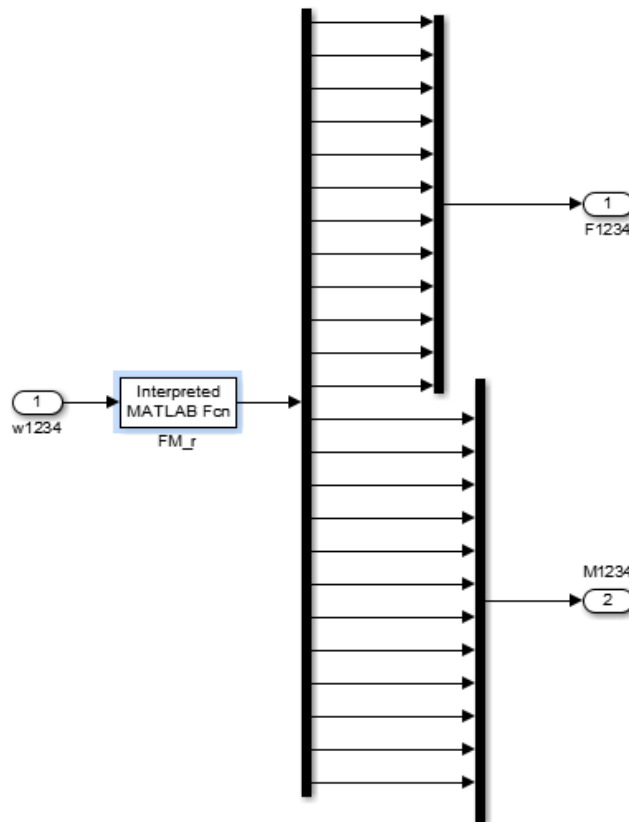


Figura 2.9 Esquema interior del bloque azul.

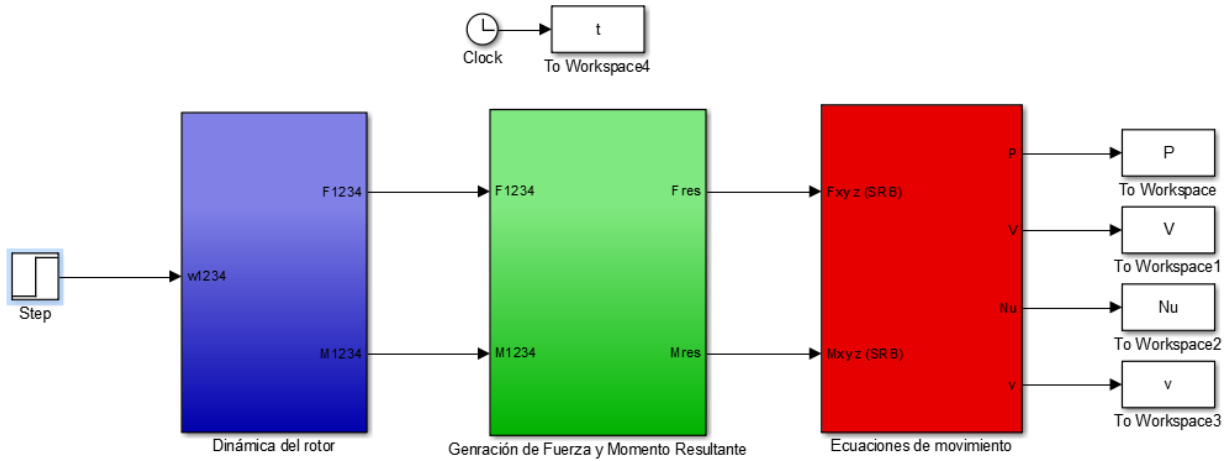


Figura 2.10 Modelo completo del cuadricóptero.

2.5.4 Modelo del motor

El motor de corriente continua proporciona una velocidad de rotación dependiendo del voltaje que se le aplica. Este modelo se encuentra dentro del bloque morado (Figura 2.11):

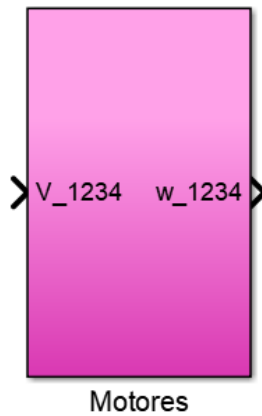


Figura 2.11 Bloque que incluye los modelos de los cuatro rotores.

En el interior (Figura 2.12) se dispone de cuatro funciones de transferencia idénticas que contendrán el modelo calculado anteriormente identificado para el motor del cuadricóptero.

2.5.5 Identificación del Sistema

Una vez que se tiene el modelo matemático, debe realizarse una identificación del sistema. Identificar el sistema consiste en obtener, bien de forma teórica o experimental, los valores de los parámetros del sistema calculados anteriormente. Esto permitirá simular el cuadricóptero y obtener un comportamiento parecido al real.

Tomás Jiinec [2], obtuvo estos parámetros para un cuadricóptero de dimensión similar, por tanto, se usaran los coeficientes aerodinámicos que fueron calculados así como el momento de inercia general del cuadricóptero.

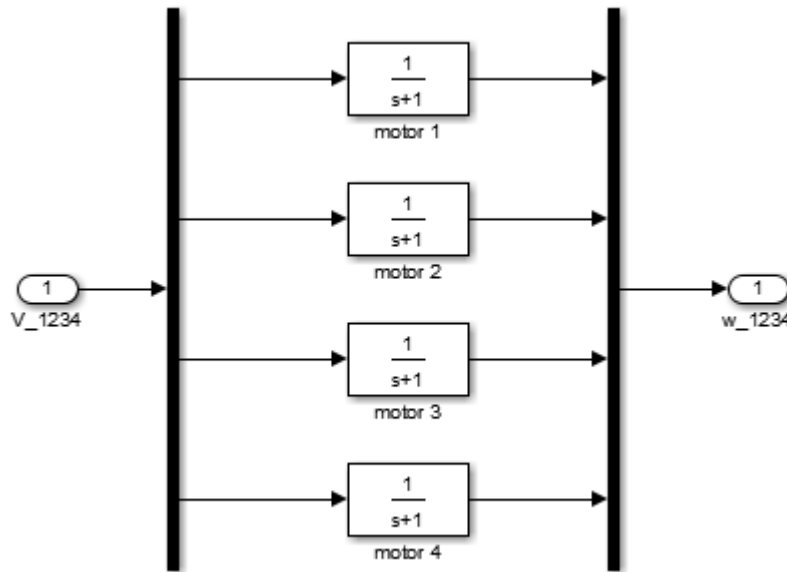


Figura 2.12 Esquema interior del bloque magenta.

2.5.5.1 Matriz de inercia

Este es un parámetro importante en la simulación de modelos dinámicos. Define el comportamiento que tendrá el sistema cuando es sometido a alguna fuerza. Para identificar la matriz de inercia, Tomás Jiinec [2] divide el cuadricóptero en diferentes partes más sencillas para obtener una aproximación más simple de la matriz de inercia del cuadricóptero completo. Tras los cálculos obtuvo:

$$I = \begin{bmatrix} 0.0093 & 0 & 0 \\ 0 & 0.0092 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0151 \end{bmatrix} Kg \cdot m^2 \quad (46)$$

2.5.5.2 Coeficiente de empuje

De la ecuación(31), se obtiene que el coeficiente de empuje viene dado por:

$$F_i = b\omega_i^2 \quad (47)$$

En su estudio, Tomás Jiinec [2] identificó el coeficiente de empuje conociendo la masa del cuadricóptero, la gravedad y la velocidad de rotación de los rotores para mantenerse en la posición de hovering¹¹.

$$b = \frac{mg}{4\omega_0^2} = 1.5108 \cdot 10^{-5} Kg \cdot m \quad (48)$$

2.5.5.3 Coeficiente de Resistencia

Se obtiene del arrastre total aerodinámico producido por la hélice que, también es proporcional al cuadrado de la velocidad de la misma (34). Tomás Jiinec [2] obtuvo este parámetro de forma experimental (50).

$$\tau = k_T\omega^2 \quad (49)$$

$$k_T = 4.406 \cdot 10^{-7} Kg \cdot m^2 s^{-1} \quad (50)$$

¹¹ Posición de vuelo estacionario

2.5.5.4 Identificación del motor

Según la ecuación (44) del capítulo anterior, para conocer el término K solo es necesario conocer la velocidad de rotación máxima del rotor y el voltaje necesario para alcanzarla. Estos valores pueden obtenerse de la tabla de características el fabricante Tabla 4.7:

$$K = \frac{7100}{11.1} = 639,6396 \text{ rpm/V} \quad (51)$$

La constante de tiempo se obtiene por experimentación. En su estudio, [1] obtuvo que:

$$\tau = 0.087 \text{ s} \quad (52)$$

2.5.5.5 Otros parámetros

Otros parámetros a tener en cuenta son:

- La masa total de cuadricóptero:

$$m = 2 \text{ Kg} \quad (53)$$

- Aceleración de la gravedad:

$$g = 9.81 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2} \quad (54)$$

- Longitud del brazo del cuadricóptero:

$$l = 0.22 \text{ m} \quad (55)$$

2.6 Simulaciones

Con el fin de comprobar que el modelo se comporta de manera adecuada, se introducirán unas velocidades determinadas y se verá cómo es la respuesta del modelo del cuadricóptero.

2.6.1 Simulación de vuelo estacionario

Para realizar esta simulación, se supondrá que el cuadricóptero se encuentra a una altura de 10 m con velocidad lineal y angular inicial nula y sin ninguna orientación. Para que el cuadricóptero se mantenga en esa posición de vuelo estacionario la velocidad de los rotores debe ser tal que la fuerza resultante sea igual a la fuerza de la gravedad y, que el momento angular resultante sea cero.

Debido a que la constante usada para los rotores es $b = 1.5108e-5 \text{ N s}^2$, la velocidad de rotación de cada rotor para mantener un vuelo estacionario viene determinada aproximadamente por la ecuación (31).

Donde la Fuerza de cada rotor es la fuerza que la gravedad ejerce sobre el cuadricóptero:

$$F_i = \frac{m \cdot g}{4} = 4.905 \text{ N} \quad (56)$$

Por tanto, la velocidad angular requerida por cada rotor es aproximadamente:

$$\omega_i = \sqrt{\frac{F_i}{b}} = 569.7916 \text{ rad/s} \quad (57)$$

Usando esta velocidad se puede observar como el cuadricóptero permanece prácticamente estacionario. Este presenta una caída relativamente pequeña, debido a la aproximación anterior para el cálculo de la velocidad angular (Figura 2.14).

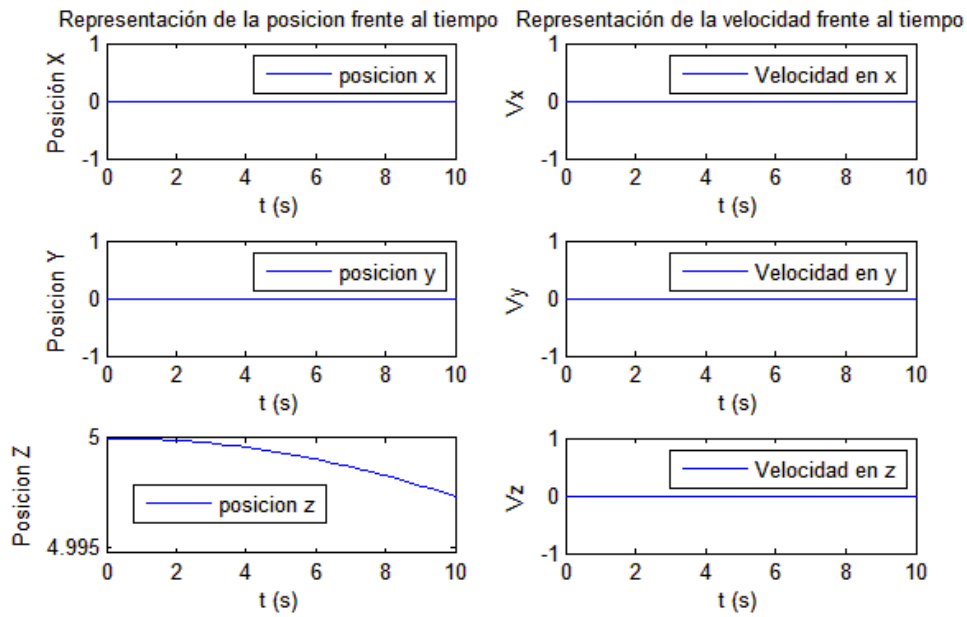


Figura 2.14 Posición y velocidad en vuelo estacionario.

La orientación también permanece constante, ya que los momentos están compensados unos con otros (Figura 2.13).

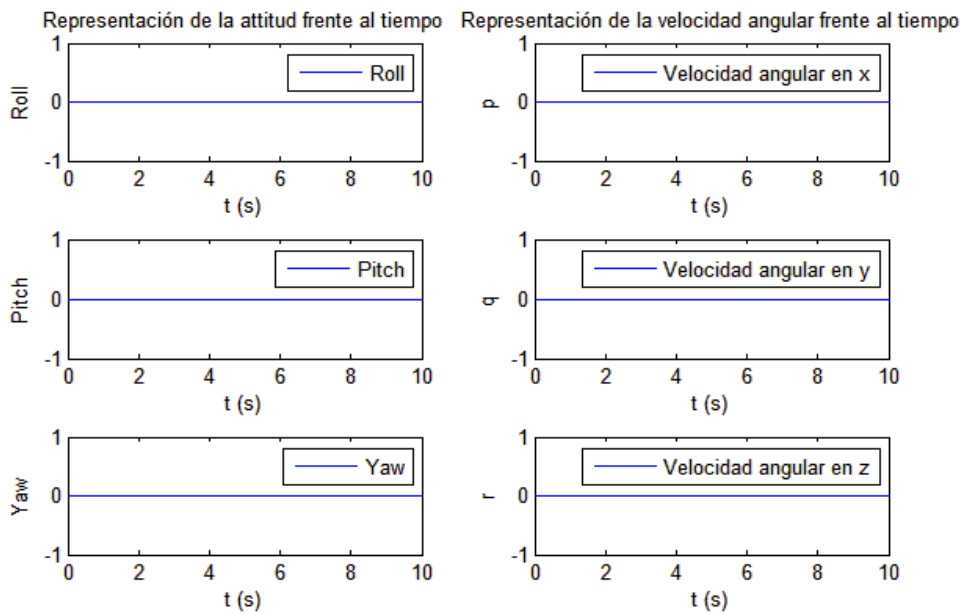


Figura 2.13 Orientación y velocidad angular en vuelo estacionario.

2.6.2 Simulación de avance

Para conseguir un avance del cuadricóptero habrá que conseguir inclinarlo de forma que aparezca una componente de la fuerza resultante en el eje x del SRB. Para ello se reduce la velocidad del rotor 1 y se aumenta la del rotor 3 para así conseguir que la suma de los momentos se compense como en el caso anterior.

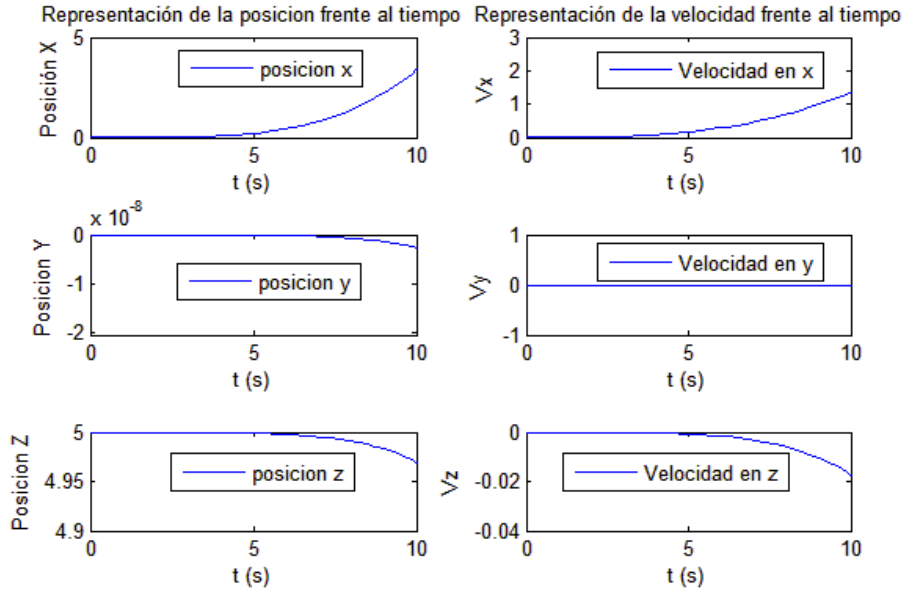


Figura 2.16 Posición y velocidad en vuelo de avance.

Como se predijo, el cuadricóptero avanza en dirección X aumentando el ángulo de pitch de forma lineal (Figura 2.15), por tanto, avanza de forma cuadrática en dirección X (Figura 2.16). A la vez que avanza comienza a caer debido a que la componente vertical de la fuerza ya no es capaz de compensar al eje Z, para mantener un ángulo concreto y avanzar siguiendo dicho ángulo, habría que aumentar más la velocidad de los rotores con el fin de conseguir la componente vertical de la fuerza adecuada. El movimiento que aparece en Y podemos considerarlo despreciable, y es debido a que los momentos no están completamente compensados, pues ahora no se ha calculado de forma correcta las velocidades de los rotores adecuada.

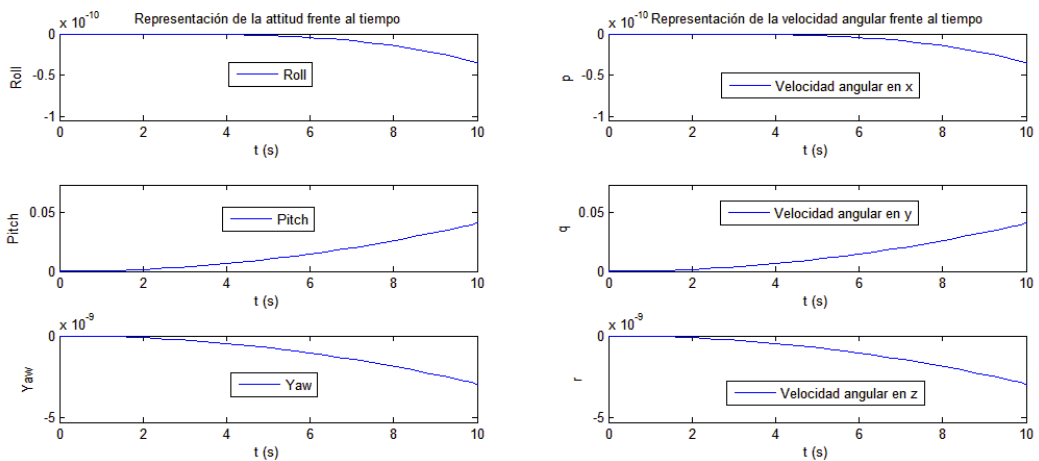


Figura 2.15 Orientación y velocidad angular en avance.

2.6.3 Simulación de ascenso

Por último, se realiza una simulación para ver el comportamiento del cuadricóptero debido a las fuerzas de inercia. En este caso el RPAS mantendrá un movimiento de ascenso equilibrado y de pronto los motores pararan a los 10s. Se observará como debido a los términos de inercia el cuadricóptero no comienza a descender inmediatamente, sino que tarda un tiempo hasta que la velocidad vertical se hace nula (Figura 2.17).

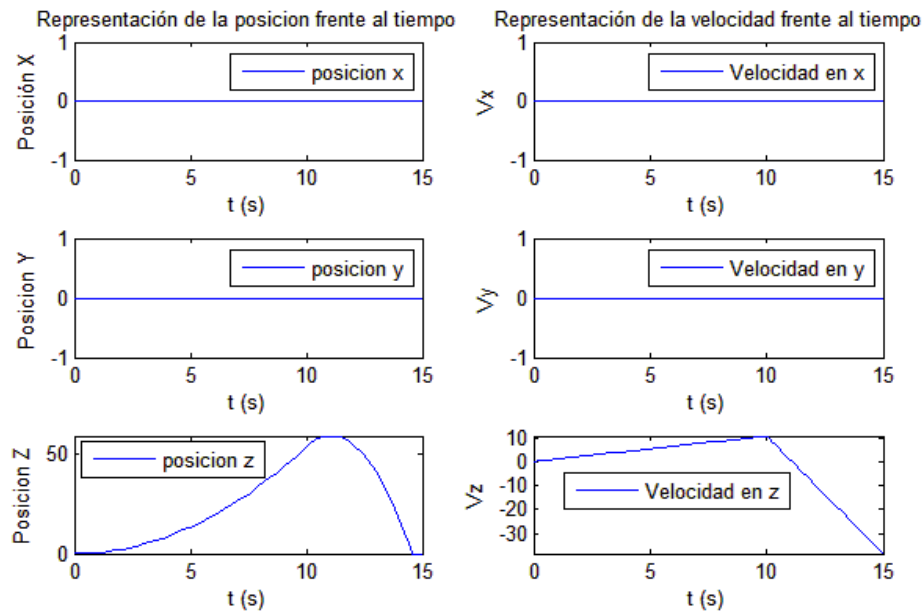


Figura 2.17 Posición y velocidad en vuelo ascendente.

2.6.4 Simulación del motor

Para realizar la simulación del motor de corriente continua, se supone que en el instante inicial se encuentra en reposo y, se introduce como entrada al modelo una tensión de 10 V que cambia a 9 V a los 5 segundos. En la simulación se puede ver la dinámica del motor (sistema de primer orden) y como pasa de 6400 rpm a 5750.

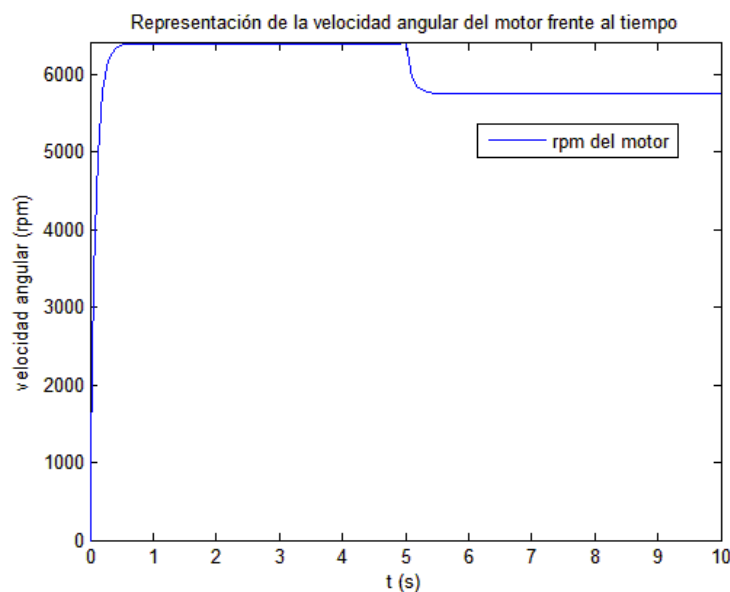


Figura 2.18 Simulación del motor.

3 CONTROL BÁSICO DE UN CUADRICÓPTERO

En este capítulo se explican los diferentes tipos de controladores que podrían ser utilizados para estabilizar el cuadricóptero. Además, se diseñan varios controladores para estabilización, altura y velocidad de los rotores. Dado que en el capítulo anterior (2) se muestra el modelo dinámico de un cuadricóptero general, este será utilizado, en principio, para el diseño de los controladores.

3.1 Tipos de controladores

Algunos controladores han sido desarrollados y probados en cuadricópteros presentando así un punto de partida para la selección del controlador. A continuación, se presentan los más utilizados.

3.1.1 Control PID

El control PID (Proporcional, Integral, Derivativo), es conocido como control clásico debido a que ha sido el controlador más utilizado en la industria por su sencillez y eficacia.

Se trata de un controlador aplicable solamente a sistemas lineales, es decir, si el sistema es no lineal, este deberá ser linealizado en torno a un punto de equilibrio. Cerca de este punto de equilibrio el controlador trabaja de manera adecuada pero fuera de él, el controlador deja de operar correctamente.

L. Eduardo [3] diseñó varios controladores PID para estabilización de un cuadricóptero aplicado a un modelo en simulación. Los resultados fueron favorables mientras no se introdujeran grandes perturbaciones en el sistema. También se emplea en un sistema real donde nuevamente se tienen los mismos resultados, el controlador funciona solamente para estabilización.

Samir Bouabdallah [4] utilizó un controlador PID para estabilización. El controlador fue capaz de estabilizar el cuadricóptero trabajando cerca del punto de equilibrio, pero perturbaciones considerables hacían aparecer inestabilidades.

Hossein Bolandi [5] diseñó un controlador PID para estabilización de un cuadricóptero obteniendo un resultado favorable, siempre y cuando el controlador trabajaba cerca del punto de equilibrio sobre el que el sistema había sido linealizado.

3.1.2 Control LQR (*Linear Quadratic Regulator*, Regulador Lineal Cuadrático)

Se trata de un controlador óptimo para sistemas lineales. Por óptimo se entiende que el controlador trabaja de la “mejor forma posible” describiendo una serie de problemas como: el sistema a ser controlado, limitaciones y posibles alternativas del sistema, tarea a desarrollar y criterios para juzgar el trabajo óptimo.

Pedro Castillo [6] diseñó este tipo de controlador para un cuadricóptero en 2005. En simulación este controlador se comportó de manera satisfactoria, aunque una vez probado en un sistema real el cuadricóptero presentaba altas oscilaciones en el movimiento de roll, por lo que el sistema no podía mantenerse estable. Después de otros intentos, finalmente el desarrollo del controlador LQR no fue adecuado para conseguir estabilizar el cuadricóptero, posiblemente debido a la naturaleza lineal del controlador.

Samir Bouabdallah [4] comparó un controlador LQ frente a un PID aplicado a un cuadricóptero. Su resultado fue que el control LQ no se comportó de manera satisfactoria debido a las imperfecciones del modelo y no se llegó a probar en el sistema real. El control PID (control clásico) se comportó de manera adecuada y fue capaz de estabilizar el sistema para perturbaciones pequeñas.

M. de Lellis [7] diseñó un control LQR para un modelo no lineal de un cuadricóptero. Los resultados en simulación fueron favorables consiguiendo controlar el cuadricóptero en un estado de equilibrio (vuelo estacionario), pero en el momento en que se realizaron maniobras, el sistema presentó inestabilidades que no fueron solventadas después de varios intentos.

3.1.3 Control H infinito

Se trata de un control robusto que garantiza un buen comportamiento del sistema. Antes de diseñarlo se debe expresar el problema de control como un problema de optimización, de modo que el controlador resuelve esa optimización. Tienen por lo general una mejor respuesta que el control clásico.

R.A. García [8] desarrolla un controlador PID robusto para un cuadricóptero usando la teoría H_∞ . En las simulaciones se puede observar como el comportamiento del sistema es bastante bueno incluso usando un controlador desacoplado cuando en realidad las ecuaciones del cuadricóptero están acopladas. La pequeña sobreoscilación que presenta el sistema se consigue solventar con un filtro en la referencia.

M. de Lellis [7] aplica un control robusto en su tesis a un cuadricóptero usando la teoría H_∞ . El controlador fue probado en un modelo no lineal con una cámara como carga de pago, pues en este caso el sistema controlado con un PID presentaba inestabilidad. El resultado fue favorable, obteniéndose un control aceptable en altura y un buen control en roll y pitch.

3.1.4 Control no lineal

Esta técnica de control, debido al carácter no lineal del cuadricóptero, resulta de verdadero interés para el control del cuadricóptero.

El control adaptativo es uno de ellos, el cual se trata de un conjunto de técnicas capaces de modificar en tiempo real el valor de los parámetros de control. Su uso ha ido aumentando en diferentes sectores con el tiempo. Actualmente es un controlador usado en UAS o RPAS debido a que permite optimizar sus parámetros conforme cambia la dinámica de vuelo [9].

Mostafa Mohammadi [10] en 2013 utiliza un controlador adaptativo en su publicación. Después de varias simulaciones en las que el control adaptativo presentó una buena respuesta, experimentó con un sistema real de pequeño tamaño con el que realiza tres tipos de experimentos: el primero con batería 100% y sin carga de pago, el segundo con batería 100% y carga de pago, el tercero con batería baja y sin carga de pago. El experimento mostro como el control clásico no es capaz de trabajar de manera adecuada en diferentes situaciones pues solo funciona en un entorno cercano al punto de equilibrio (sistema linealizado), sin embargo, el control adaptativo es capaz de cambiar sus parámetros por si solo y desarrollar un mejor control del sistema. En los experimentos, el control adaptativo presentó menos sobreoscilación y menor tiempo de establecimiento.

Pedro Castillo [6] también compara un control no lineal frente al control LQR, donde demuestra que el controlador no lineal muestra mejores prestaciones incluso cuando es sometido a perturbaciones significantes.

3.2 El controlador PID

El controlador PID consiste en una técnica de control en lazo cerrado, que compara el estado actual con el estado deseado del sistema, obteniendo un error, el cual es la variable sobre la que trabaja el controlador.

Como ya se ha comentado anteriormente, el nombre de este controlador proviene de que combina tres acciones de control diferente: proporcional, integral y derivativo. Estas se estudian a continuación por separado.

3.2.1 Acción de control proporcional

Esta acción de control consiste en multiplicar el error por una constante llamada término o ganancia proporcional (la acción de control es proporcional al error del sistema). Esta acción de control queda determinada por la siguiente ecuación:

$$u(t) = Ke(t) \quad (58)$$

El término proporcional indica lo agresivo que es el controlador para un error dado. Esto en general disminuirá el error en régimen permanente y aumentará la velocidad de la respuesta del sistema, pudiendo llegar a presentar oscilaciones e incluso inestabilidades.

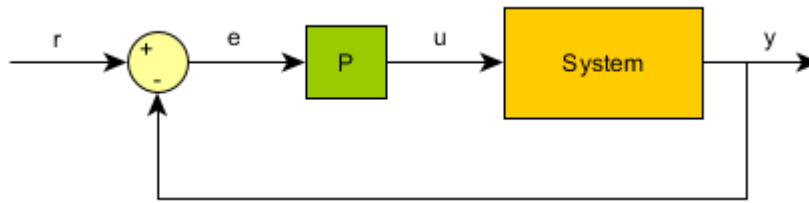


Figura 3.1 Esquema general de un controlador P.

3.2.2 Acción de control Integral

La acción de control pasa a ser proporcional a la integral del error. Esto mejora la respuesta del sistema en régimen permanente. El término integral queda definido por la expresión:

$$\frac{1}{T_i} \int_0^t e(t) dt \tag{59}$$

Esta técnica nunca ser implementada por separado. El controlador más simple utilizando la acción integral es el conocido como PI (Proporcional, Integral), el cual viene dado por la expresión:

$$u(t) = K(e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(t) dt) \tag{60}$$

El control PI garantiza que, si el sistema en bucle cerrado es estable, el error en régimen permanente es cero. Este siempre actúa sobre el error que haya por muy pequeño que sea, de manera que elimina el error a largo plazo.

Un inconveniente de esta acción de control es que, si el tiempo integral (Ti) es demasiado pequeño, puede volver inestable el sistema y, si es demasiado grande, ralentiza considerablemente el sistema. Se debe hallar un equilibrio entre estabilidad y velocidad.

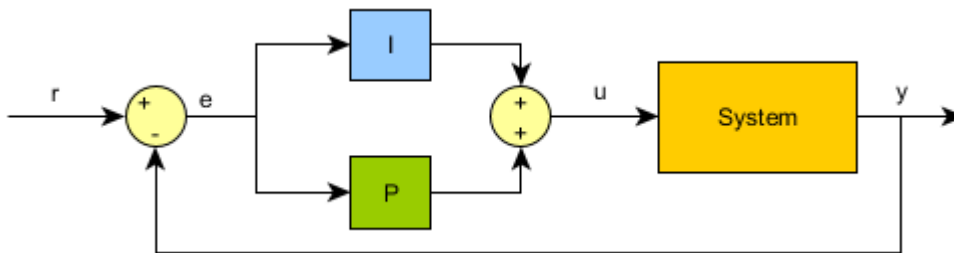


Figura 3.2 Esquema general de un controlador PI.

3.2.3 Acción de control derivativa

Esta acción de control (61), proporcional a la derivada del error, mejora la rapidez del sistema y mejora su estabilidad gracias a que proporciona al controlador una predicción de la evolución del sistema. De esta manera, el controlador es capaz de adelantarse a la respuesta del sistema para mejorar su comportamiento.

$$T_d \frac{d(e(t))}{dt} \tag{61}$$

Pero esta acción de control, al igual que la acción integral (capítulo 3.2.2), no suele implementarse por separado, de forma que el controlador más simple con una acción derivativa es el controlador PD (62).

$$u(t) = K(e(t) + T_d \frac{d(e(t))}{dt}) \tag{62}$$

El controlador PD mejora el transitorio, permite tener una respuesta muy sensible al error y produce una corrección importante del error antes de que este aumente de manera considerable. Conforme más grande sea el tiempo derivativo (T_d), mayor importancia o peso tendrá la derivada del error en el controlador y la respuesta del sistema será más rápida. Además, añade amortiguamiento al sistema.

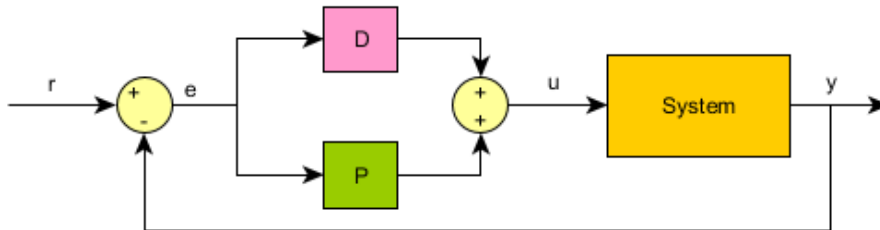


Figura 3.3 Esquema general de un controlador PD.

3.2.3.1 Acción Proporcional, integral y derivativo

Una vez se conoce cada acción por separado, el controlador PID (63) no es más que el uso de todas ellas en conjunto:

$$u(t) = K(e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(t)dt + T_d \frac{d(e(t))}{dt}) \tag{63}$$

Esta acción de control reúne las ventajas e inconvenientes de todas ellas. Usualmente se suele escribir la ecuación del PID en paralelo (64).

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t)dt + K_d \frac{d(e(t))}{dt} \tag{64}$$

Donde:

$$K_p = K \tag{65}$$

$$K_i = \frac{K}{T_i} \tag{66}$$

$$K_d = K \cdot T_d \tag{67}$$

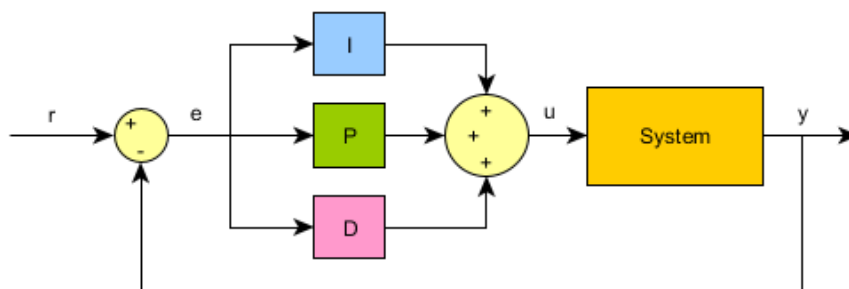


Figura 3.4 Esquema general de un controlador PID.

3.3 Controlador de velocidad para los motores

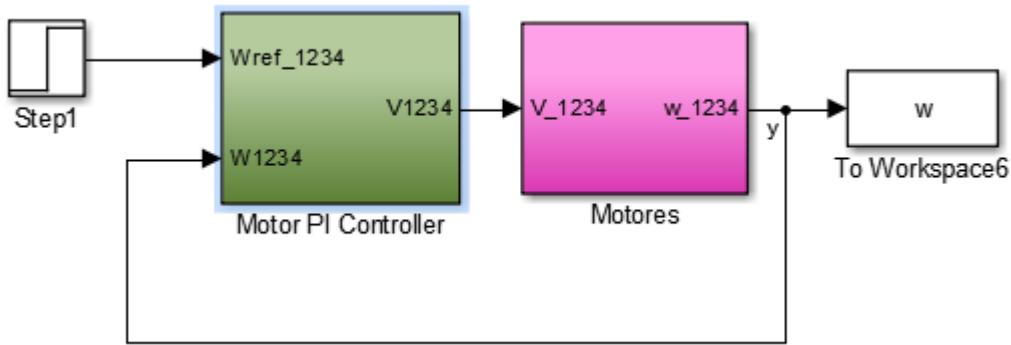


Figura 3.5 Control PI para los motores.

Para controlar los rotores se utiliza el modelo dado por la ecuación (43) utilizando los parámetros del capítulo 2.5.5.4, puesto que se trata de un modelo lineal.

$$G(s) = \frac{66.9829}{0.087s + 1} \quad (68)$$

La estructura de control utilizada es un PI como se definió en el capítulo 3.2.2, utilizando saturación para limitar el voltaje entregado a 11.1 V.

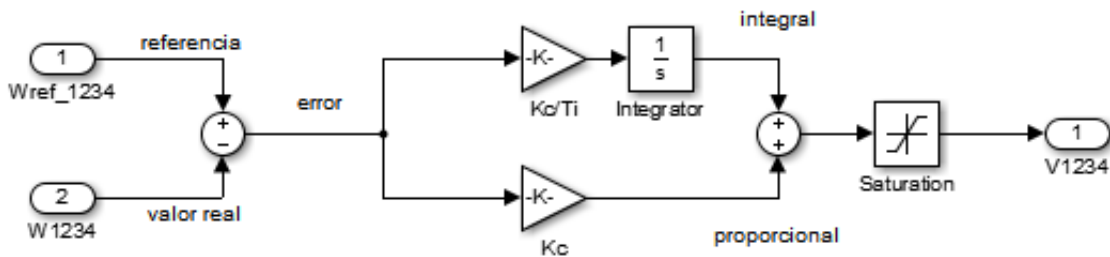


Figura 3.6 Esquema de control PI para velocidad del Motor.

El diseño de este controlador PI se realiza de manera analítica. Dado el sistema de primer orden que describe el comportamiento del motor de corriente continua (68). El control PI expresado en el dominio de la frecuencia se puede escribir como:

$$C(s) = K_p \frac{1 + T_i s}{T_i s} \quad (69)$$

De manera que, calculando la función de transferencia del sistema en bucle cerrado se obtiene:

$$G_{bc} = \frac{C(s)G(s)}{1 + C(s)G(s)} \quad (70)$$

Donde si se iguala $T_i = \tau$ se obtiene que:

$$C(s)G(s) = K_c \frac{1 + \tau s}{\tau s} \frac{K}{\tau s + 1} = \frac{K K_c}{\tau s} \quad (71)$$

Quedando la función de transferencia dada por la ecuación (72).

$$G_{bc} = \frac{1}{1 + \frac{\tau}{KK_c} s} \quad (72)$$

Aplicando los valores de K y τ , y estableciendo los criterios de diseño, tiempo de establecimiento menor de 0.4 s ($T_e \leq 0.4$) Se calcula el valor de K_c :

$$\frac{\tau}{KK_c} \leq \frac{0.4}{5} \rightarrow K_c \geq \frac{0.087 \cdot 5}{66.9829 \cdot 0.4} = 0.0162 \quad (73)$$

Finalmente, ajustando un poco a ojo, el valor del controlador queda:

$$C(s) = K_c + \frac{K_c T_i}{s} = 0.02 + \frac{0.02}{0.087} \frac{1}{s} \quad (74)$$

Los resultados se pueden observar en la Figura 3.7, donde se cumple que el tiempo de establecimiento es menor que 0.4 segundos y además la respuesta no presenta sobreoscilación (derecha). En la izquierda se representa la acción de control, la cual llega a saturarse al inicio, debido a una alta demanda de control, protegiendo de esta manera a los motores.

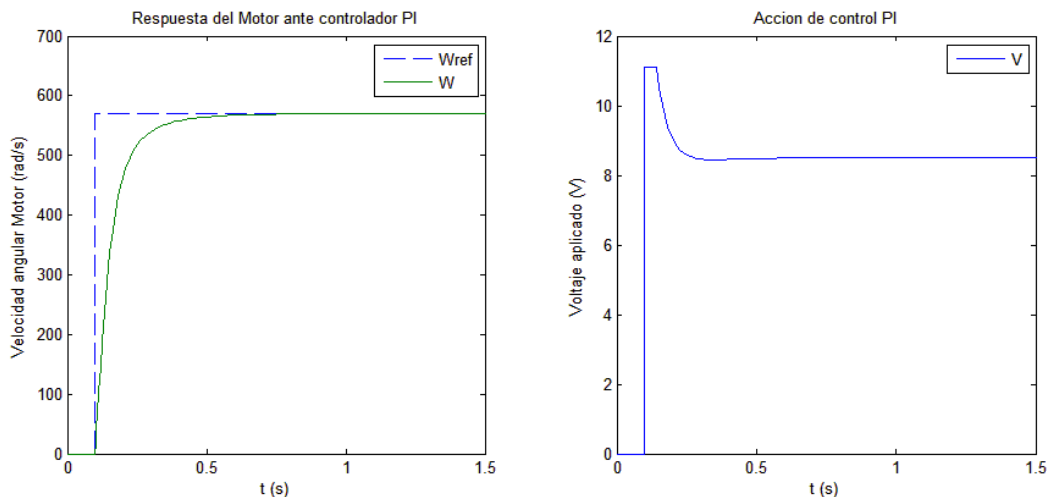


Figura 3.7 Aplicación del control PI a el modelo del motor.

3.4 Controlador para estabilización

En vista de los resultados que se obtuvieron utilizando diferentes controladores (capítulo 3.1), por su sencillez y eficacia, se elige un control PID para la estabilización del cuadricóptero, roll y pitch, y para orientación, yaw.

Como se explica anteriormente (capítulo 3.2), este es un controlador lineal. Sin embargo, funcionará de manera aceptable cerca del punto de equilibrio para el cual se linealiza el sistema.

3.4.1 Linealización del modelo

En el capítulo 2 se desarrolla el modelo dinámico del cuadricóptero. El cual será linealizado en torno a un punto de equilibrio para el diseño del controlador. En teoría, mientras el sistema real no se aleje demasiado de ese punto de equilibrio, el comportamiento debería ser similar al del modelo linealizado.

Dadas las variables que describen el comportamiento del cuadricóptero (23), (24), (25) y (26), y estableciendo como punto de equilibrio un estado de vuelo estacionario, es posible linealizar el sistema utilizando

aproximaciones trigonométricas para ángulos pequeños, de forma que:

$$\phi = \theta = \psi \approx 0 \quad (75)$$

$$\cos(0) = 1 \quad (76)$$

$$\text{sen}(0) = 0 \quad (77)$$

Al utilizar esta aproximación, las matrices de rotación (6) y (7) se convierte en la matriz unidad permitiendo así que los términos de acoplamiento se anulen.

Definiendo las variables a controlar, altura, pitch, roll y yaw, quedan cuatro ecuaciones que describen sus comportamientos.

Teniendo en cuenta estas consideraciones, el modelo lineal se puede definir como:

$$\ddot{\phi} = \frac{M_x}{I_{xx}} \quad (78)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{M_y}{I_{yy}} \quad (79)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{M_z}{I_{zz}} \quad (80)$$

$$\ddot{z} = \frac{T}{m} - g \quad (81)$$

Donde $T = b \sum \omega_i^2$, ecuación (31), M_x , M_y y M_z son las variables de entrada del sistema.

Aplicando la transformada de Laplace al sistema, las cuatro ecuaciones que lo definen se pueden reescribir como:

$$\phi(s) = \frac{1}{s^2} \frac{M_x}{I_{xx}} \quad (82)$$

$$\theta(s) = \frac{1}{s^2} \frac{M_y}{I_{yy}} \quad (83)$$

$$\psi(s) = \frac{1}{s^2} \frac{M_z}{I_{zz}} \quad (84)$$

$$z(s) = \frac{1}{s^2} \left(\frac{T}{m} - g \right) \quad (85)$$

3.4.1.1 Modelo en Simulink

Una vez definido el sistema lineal (82), (83), (84) y (85) se analiza su comportamiento frente al sistema no lineal, creando para ello, un bloque en Simulink que describa el comportamiento de este:

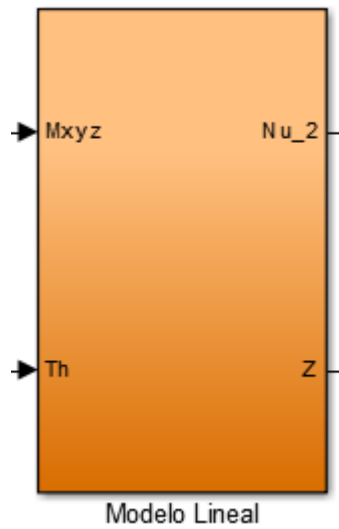


Figura 3.8 Bloque del modelo lineal.

Las ecuaciones pueden ser representadas bien como función de transferencia o como diagrama de bloques:

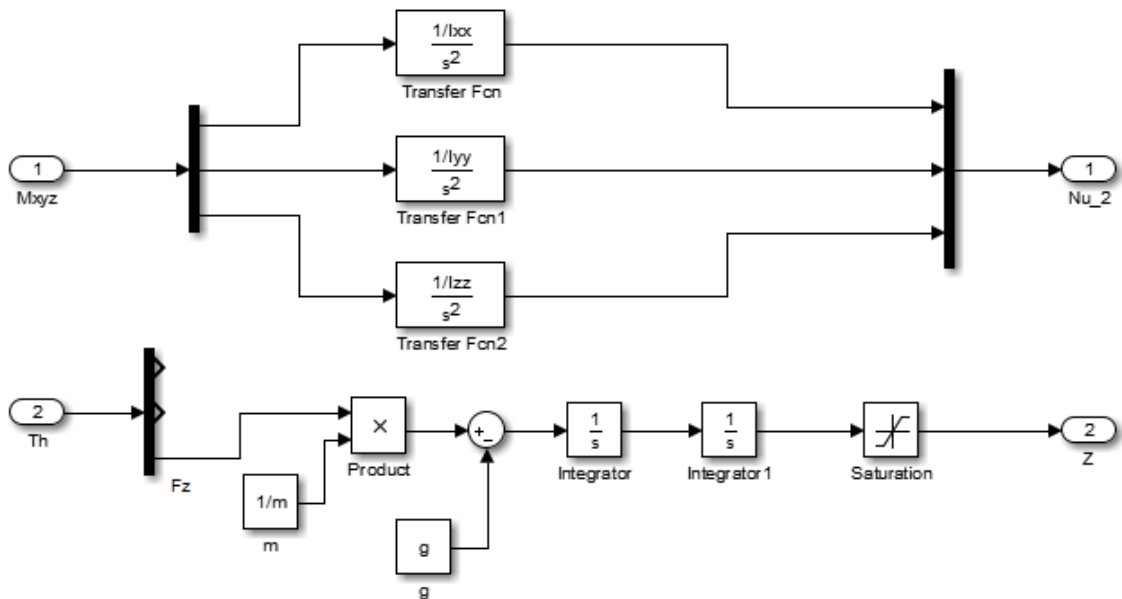


Figura 3.9 Esquema interior del sistema lineal.

3.4.1.2 Simulación del modelo lineal frente al modelo real

En este apartado se simula el comportamiento del sistema, lineal como real, ambos sometidos a las mismas entradas, y se comparan las respuestas de ambos.

Debido a que las ecuaciones en el sistema lineal están desacopladas, estas simulaciones se realizarán por separado para cada variable de control.

3.4.1.2.1 Simulación de pitch

El comportamiento del ángulo de pitch Figura 3.10, al igual que el de roll, está relacionado con la diferencia de fuerzas que ejercen los rotores, por lo que solamente se simulara el comportamiento en pitch.

Para obtener una variación del ángulo de pitch (ϕ), partiendo de una posición de vuelo estacionario, se disminuye la velocidad del rotor 1 y se aumenta en la misma proporción la velocidad del rotor 3 mientras las velocidades de los rotores 2 y 4 conservan la velocidad de vuelo estacionario consiguiendo un momento negativo en x del SRB.

Como consecuencia de ello, aparecerá un momento negativo en el eje x del SRB. Este momento, al girar el cuadricóptero en pitch, hace que aparezca una componente de la fuerza resultante a lo largo del eje x del SRI y que el momento de fuerzas resultantes en y y z del SRB sea nulo.

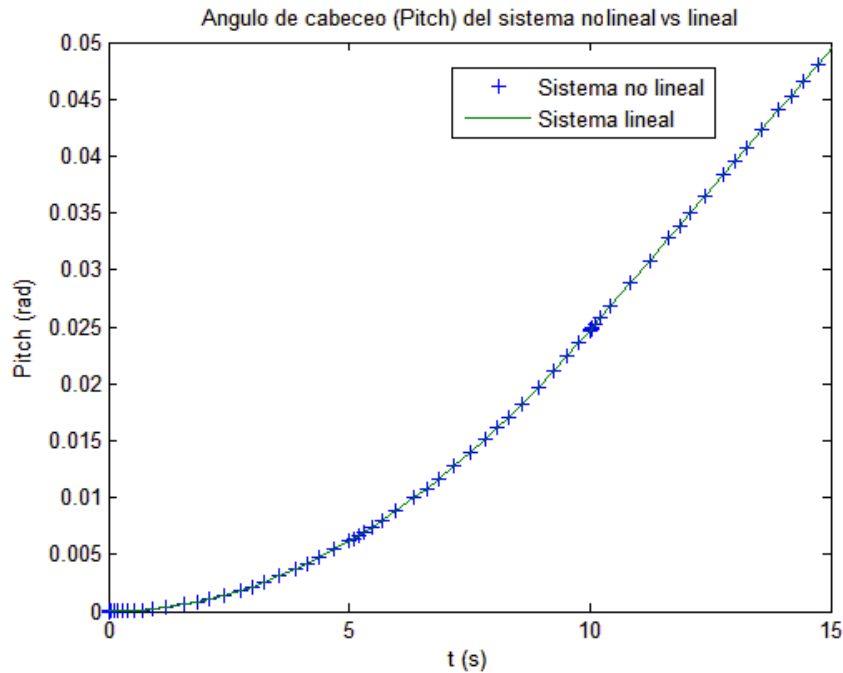


Figura 3.10 Comparación del sistema lineal VS no lineal en pitch.

3.4.1.2.2 Simulación de Yaw

Para obtener una variación del ángulo de yaw, Figura 3.12, la velocidad de los rotores debe ser tal que aparezca un momento en la dirección z del SRB. Para ello, se aumentan las velocidades de los rotores 1 y 3 a la vez que se disminuyen las velocidades de los rotores 2 y 4.

Con esto se consigue que la fuerza resultante a lo largo de los 3 ejes del SRI sea nula, pero que aparezca una componente del momento de fuerzas resultante en dirección z del SRB, permitiendo un giro en yaw.

3.4.1.2.3 Simulación de empuje

El comportamiento a lo largo del eje z del SRI, llamado altura, se debe a la componente en z en el SRI de la fuerza resultante de los rotores, por tanto, partiendo del punto de equilibrio, se aumenta de forma simétrica la velocidad en los cuatro rotores.

Al aumentar la velocidad de los cuatro rotores de forma simultánea se consigue que, el momento resultante sea nulo en todas sus componentes, que las componentes en x e y en el SRI de la fuerza resultante sea nula, pero que aparezca una resultante positiva en z del SRI que hace que el cuadricóptero ascienda levemente, Figura 3.11.

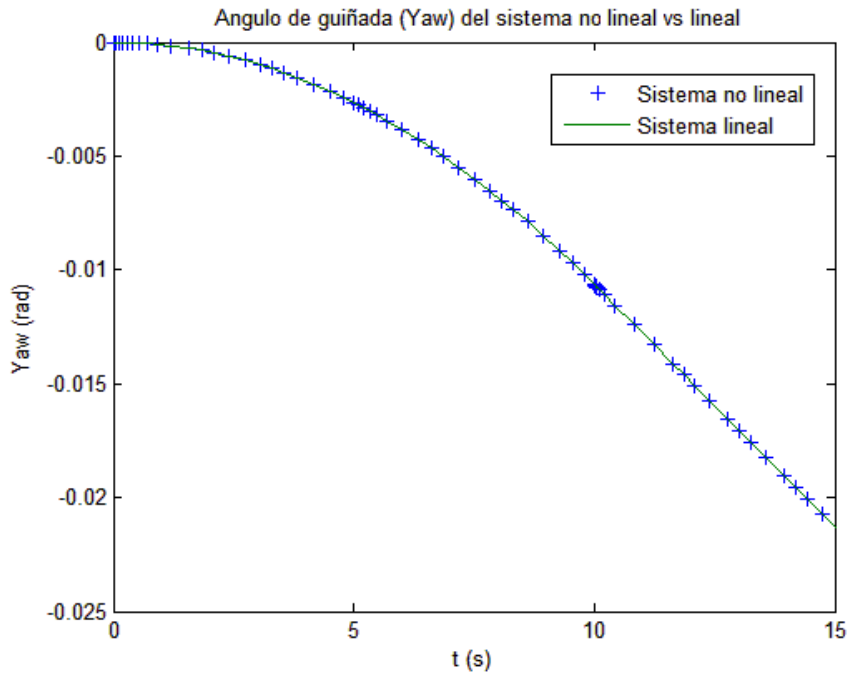


Figura 3.12 Comparación del sistema lineal VS no lineal en yaw.

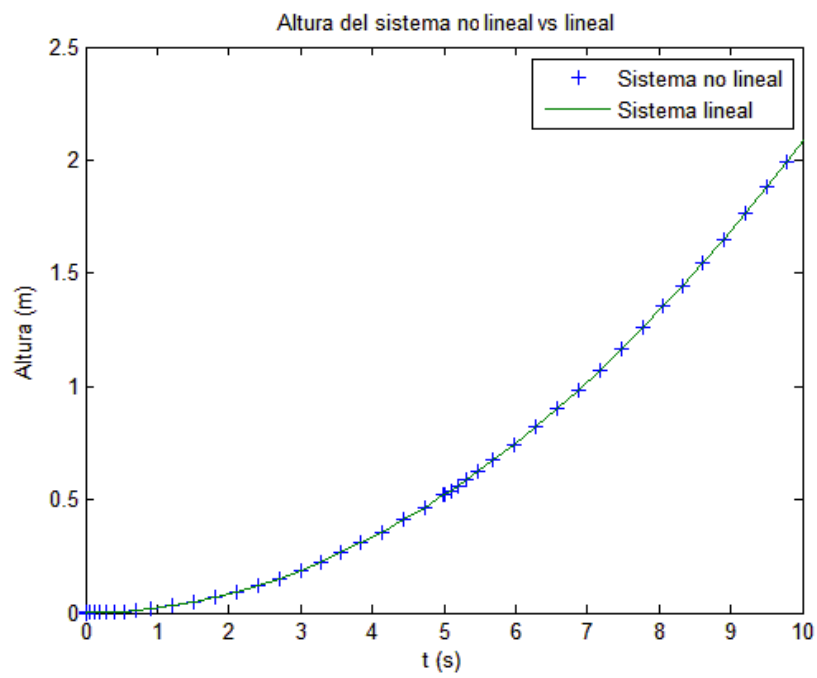


Figura 3.11 Comparación del modelo lineal VS no lineal para altura.

3.4.2 Diseño de los controladores

En este capítulo se describe el procedimiento para el diseño de los controladores, este puede ser llevado a cabo mediante diferentes técnicas. Anteriormente se llevó a cabo el diseño del controlador de velocidad para los rotores de manera analítica, capítulo 3.3. Sin embargo, en los siguientes apartados se utiliza una técnica basada en el Lugar Geométrico de las Raíces (en inglés Root-Locus), utilizando la herramienta interactiva de MATLAB SISOTOOL.

3.4.2.1 Diseño del controlador para Pitch y Roll

Al igual que se explicó anteriormente en el capítulo 3.4.1.2.1, debido a que la dinámica tanto de pitch como de roll es idéntica, se diseñará el controlador para pitch y este será utilizado también para roll.

El esquema de control que se utiliza es el propuesto anteriormente, Figura 3.4, añadiendo un bloque de saturación a la entrada para limitar los ángulos de pitch y roll a $(-9, 9)^\circ$, y asegurar de esa manera que el sistema no se aleja demasiado del punto de equilibrio. Además, también se satura la salida del controlador, limitando así el momento aplicado al sistema.

El control escogido para controlar en posición, tanto el ángulo de pitch como de roll, es un PD. Esta elección se ha realizado por experiencia, pues un PD es suficiente para controlar un sistema en posición.

Partiendo de la función de transferencia del sistema linealizado para pitch (82), en SISOTOOL se introduce un cero, pues se desea un control PD, localizado en -0.1 . A continuación se modifican las raíces para conseguir un tiempo de establecimiento alrededor de 0.4 s.

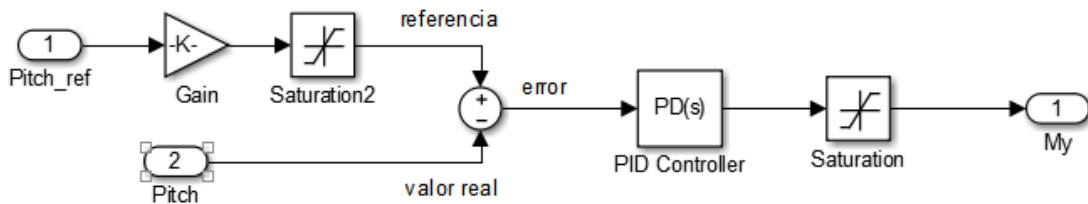


Figura 3.14 Esquema de control PD para pitch y roll.

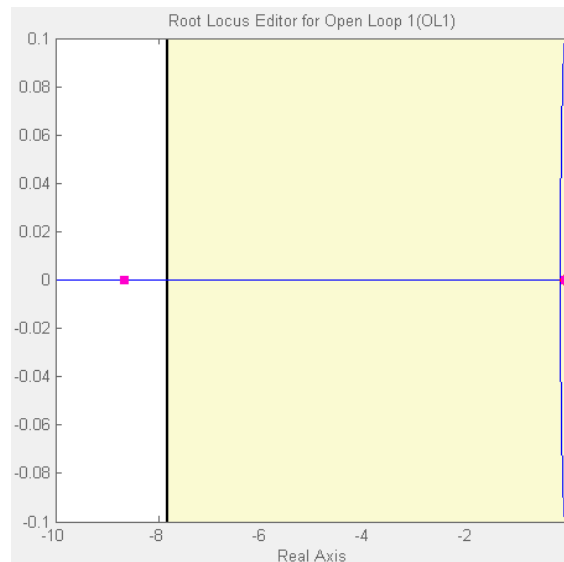


Figura 3.13 Lugar geométrico de las raíces.

Finalmente, el controlador obtenido viene determinado por la ecuación (86).

$$C(s) = 0.008153 + 0.08153s \tag{86}$$

Simulando el controlador en el modelo lineal se obtiene la respuesta de la Figura 3.15.

3.4.2.2 Diseño del controlador para Yaw

Al igual que para pitch y roll, para controlar el movimiento de yaw en posición, se diseña un controlador PD utilizando, de nuevo, la herramienta SISOTOOL.

Partiendo de la función de transferencia que describe el comportamiento en yaw dada en la ecuación (84), se añade un cero y se diseña el controlador para que no presente sobreoscilación y tenga un tiempo de establecimiento menor de 0.4 segundos, Figura 3.19, Figura 3.18.

Aplicando este controlador al sistema lineal con una entrada en escalón de 5 grados, se obtiene la respuesta de la Figura 3.17.

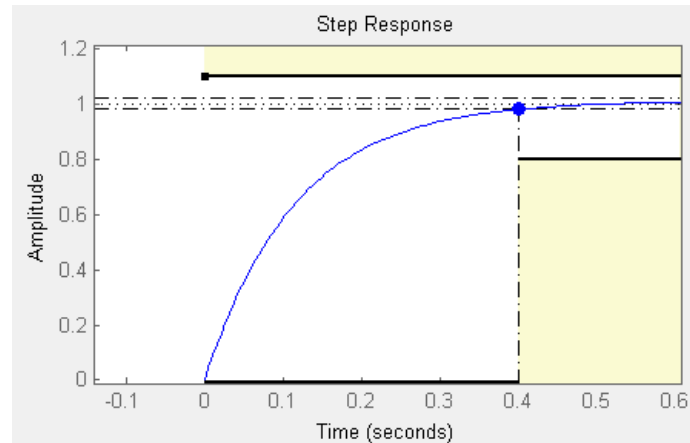


Figura 3.16 Respuesta frente a escalón unitario en SISOTOOL.

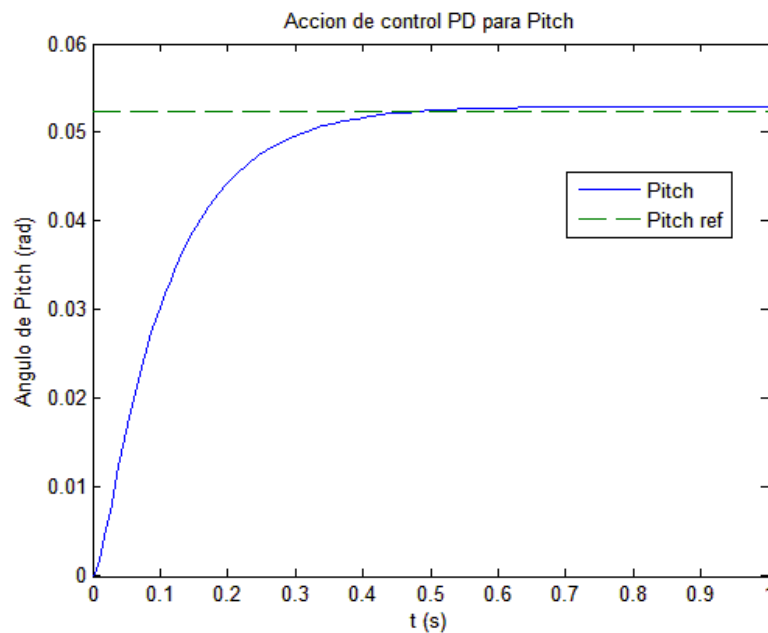


Figura 3.15 Respuesta del sistema lineal para una referencia en pitch de 2 grados.

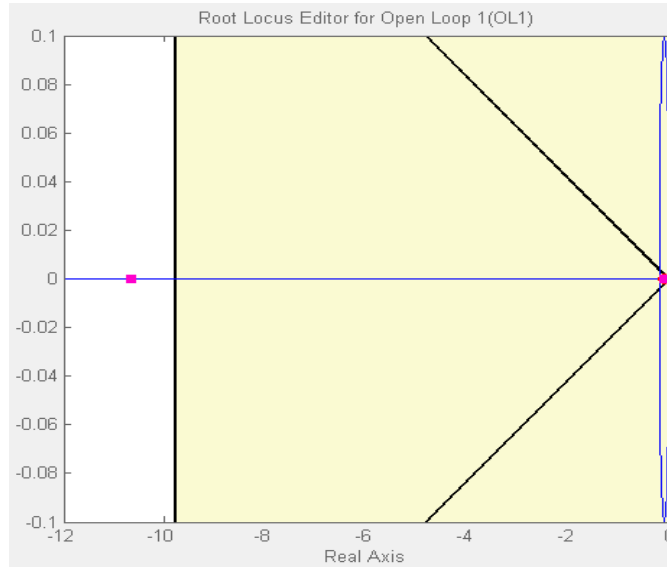


Figura 3.19 Lugar de la raíces del controlador PD para yaw.

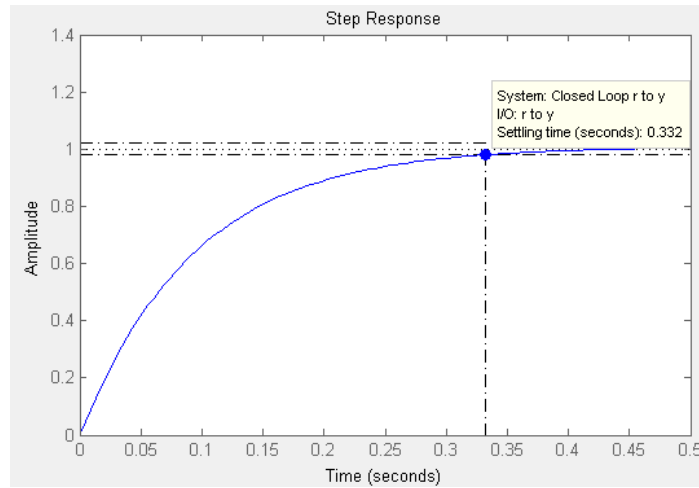


Figura 3.17 Respuesta ante escalón unitario del control PD para yaw.

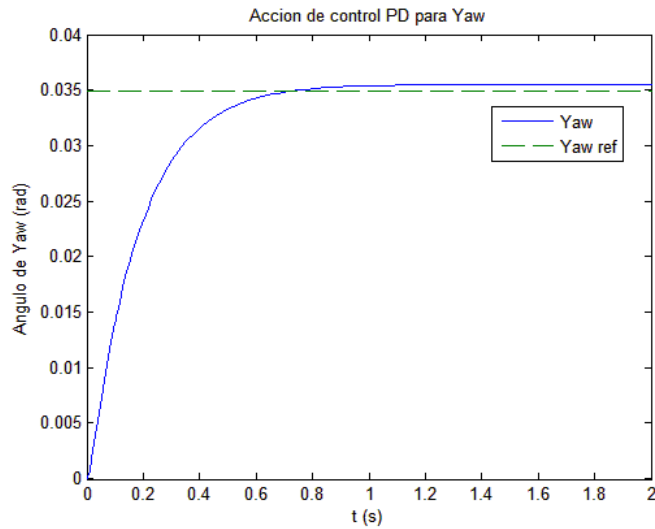


Figura 3.18 Respuesta temporal del sistema lineal a una entrada de 2 grados en yaw.

3.4.2.3 Diseño del controlador para altura

Para controlar el sistema en posición a lo largo del eje z del SRI, es decir, en altura, se diseña nuevamente un controlador PD donde además, se incluye el efecto de la fuerza de la gravedad a lo largo del eje z del SRI añadiendo su valor a la salida del controlador., Figura 3.21.

Este controlador PD se diseña siguiendo el mismo procedimiento que en los capítulos anteriores consiguiendo así un controlador definido según la ecuación (87):

$$C(s) = 13 + 8s \tag{87}$$

Para finalizar, si se aplica este controlador al sistema lineal, para una entrada en escalón unitario, se obtiene una salida como se observa en la Figura 3.20

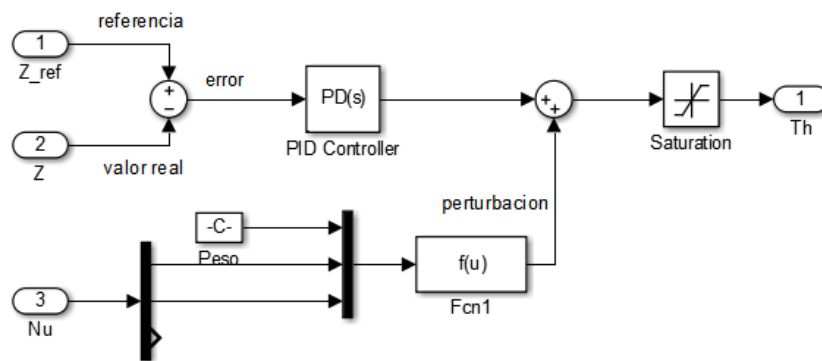


Figura 3.21 Esquema de control para altura.

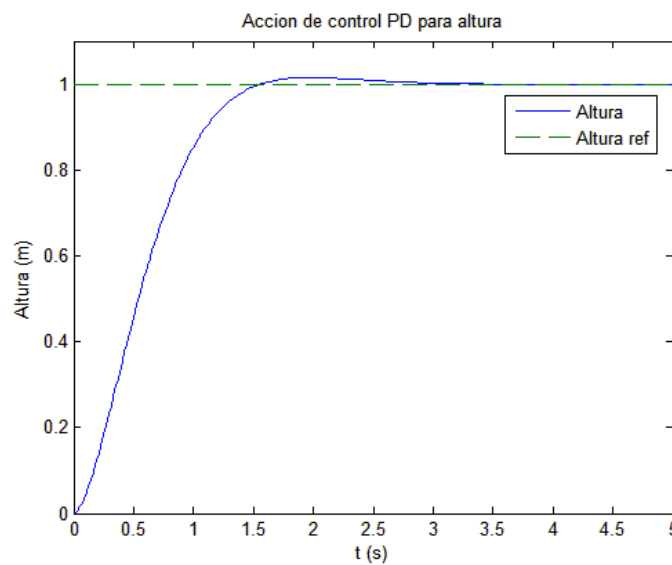


Figura 3.20 Respuesta ante escalón para altura.

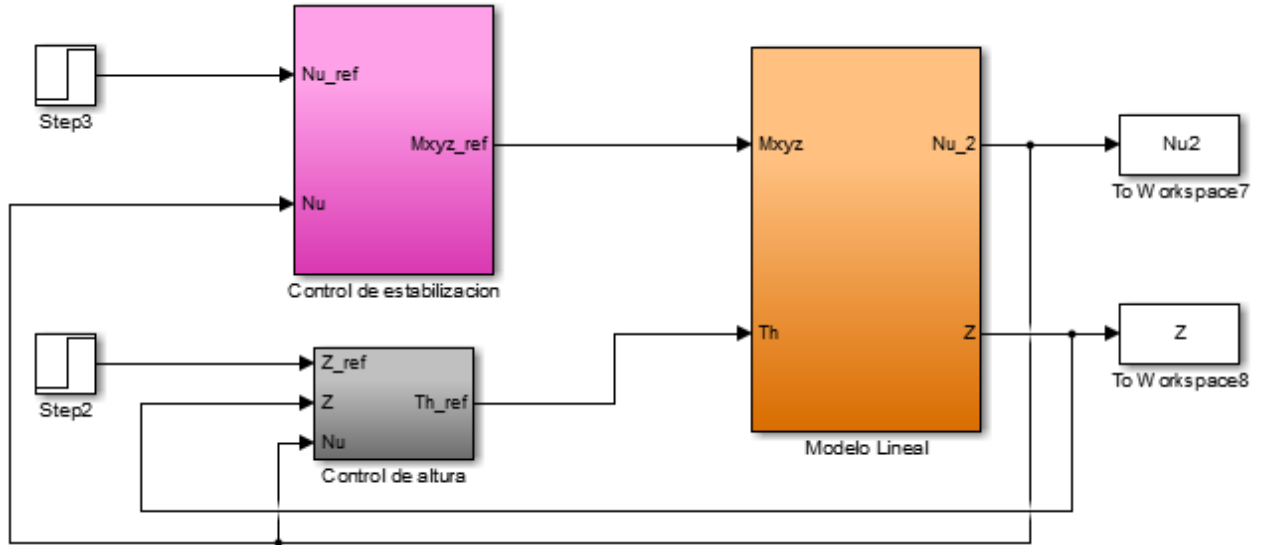


Figura 3.22 Esquema general de control para altura y estabilización.

3.5 Adaptación de los controladores al sistema no lineal

Como se puede observar en la Figura 3.22, los controladores diseñados proporcionan una salida en momentos angulares, M_{xyz} , y fuerza propulsora, T_h , mientras que las entradas para el sistema no lineal, Figura 3.23, son las velocidades angulares de referencia para cada rotor, W_{ref_1234} .

Para solventar este problema es necesario utilizar nuevamente las ecuaciones que generan las fuerzas y momentos que proporcionados por cada motor, ecuaciones (31) (32) (34), pero esta vez en sentido inverso, es decir, será necesario utilizar las ecuaciones que generen las velocidades angulares de cada motor a partir de los momentos y fuerzas de generados (ecuaciones (88) (89) (90) (91) (92)).

$$F_1 = \frac{1}{4}T_h + \frac{1}{2l}M_y + \frac{b}{4k_t}M_z \quad (88)$$

$$F_2 = \frac{1}{4}T_h + \frac{1}{2l}M_x - \frac{b}{4k_t}M_z \quad (89)$$

$$F_3 = \frac{1}{4}T_h - \frac{1}{2l}M_y + \frac{b}{4k_t}M_z \quad (90)$$

$$F_4 = \frac{1}{4}T_h - \frac{1}{2l}M_x - \frac{b}{4k_t}M_z \quad (91)$$

$$\omega_i = \sqrt{\frac{F_i}{\omega_i^2}} \quad (92)$$

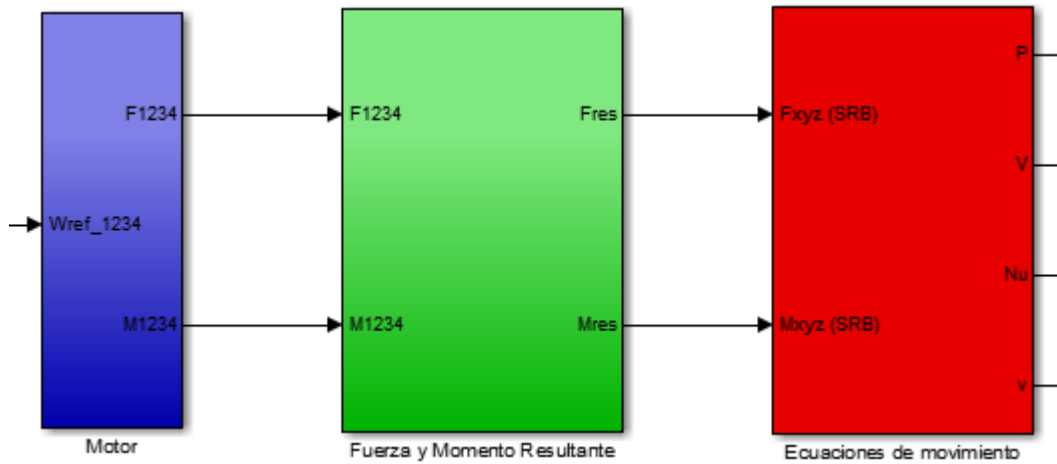


Figura 3.23 Modelo no lineal con controlador para los motores.

De esta forma, el modelo del cuadricóptero con el controlador para altura y estabilización queda terminado (Figura 3.24).

3.5.1 Simulaciones en el sistema no lineal

A continuación, se realizan algunas simulaciones de los controladores utilizando el modelo no lineal con el fin de comprobar que el sistema se comporta de manera esperada, operando en el entorno del punto de equilibrio a partir del cual fueron diseñados los controladores.

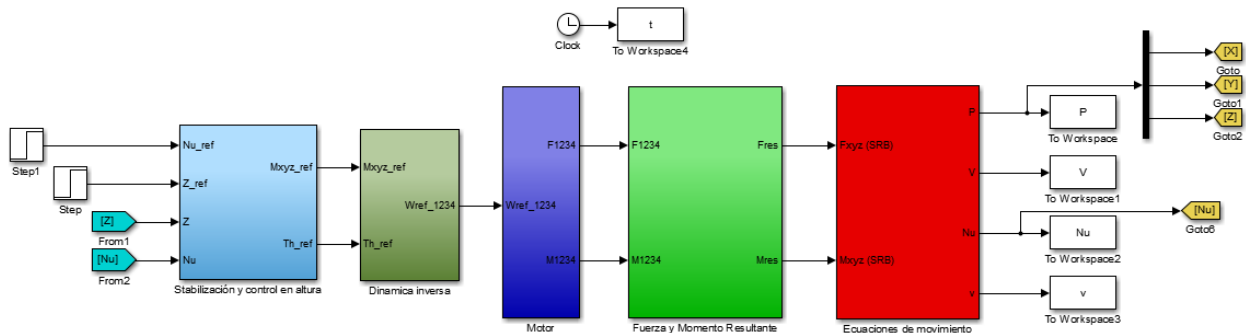


Figura 3.24 Modelo completo del cuadricóptero con controlador.

3.5.1.1 Simulación de ascenso y avance en X

Para lograr que el cuadricóptero ascienda, partiendo de una posición de hovering o de aterrizaje, se introduce una entrada en escalón de 0 a 1 aplicada al inicio de la simulación. En la Figura 3.25 se puede observar como en los primeros tres segundos, el cuadricóptero aumenta su velocidad en z para llegar a una altura de 1 m y se mantiene estable hasta los tres segundos. Durante los primeros tres segundos también se observa, Figura 3.26, que no aparece ningún movimiento de rotación. Esto es debido a que el momento resultante es nulo en todas sus componentes.

El movimiento de avance en x del SRI se consigue aplicando un momento negativo en y y del SRB. Con esta actuación se logra una disminución del ángulo de pitch, Figura 3.26, que hace que aparezca una componente de la fuerza resultante en x del SRI. Además se observa en la Figura 3.28 cómo, a pesar de que las ecuaciones están acopladas, el controlador actúa de manera correcta debido a que el sistema no se aleja demasiado del punto de equilibrio. En el instante en que se actúa sobre la variable de pitch, aparecen también unas pequeñas perturbaciones, que pueden ser despreciadas, que son corregidas rápidamente por los controladores.

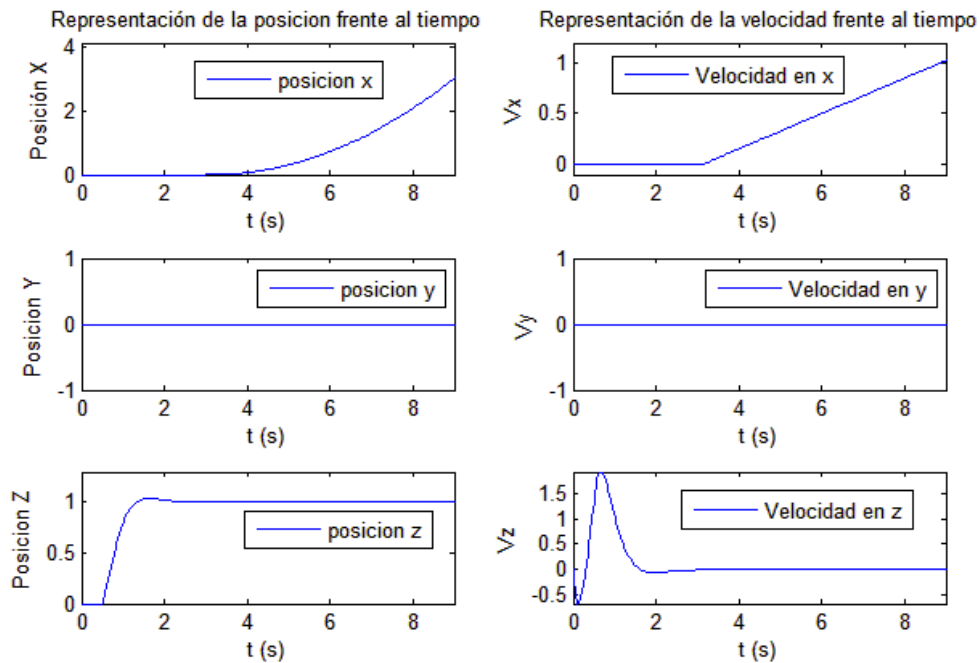


Figura 3.25 Primera simulación en el modelo no lineal. Posición y velocidad.

3.5.1.2 Simulación de avance cambiando la orientación

Esta simulación es similar a la anterior, capítulo 3.5.1.1. La diferencia radica en que antes de proceder con el movimiento de avance, se realiza un movimiento en yaw.

Este movimiento de yaw tiene lugar a los 3 s, una vez alcanzada una altura de 1 m. Se puede ver como aumenta la velocidad en yaw, y el cuadricóptero se gira un grado en sentido anti horario. También se observa como pitch y roll no son afectada por esta actuación.

Para finalizar se realiza el movimiento de avance a los 6 s donde, de nuevo se observa, en la Figura 3.28, una actuación pitch y una pequeña perturbación en roll, pero esta vez, el avance no se realiza solamente en x, debido a que el cuadricóptero giró 3 grados al inicio. Esta vez el cuadricóptero avanza en x y en y, Figura 3.28.

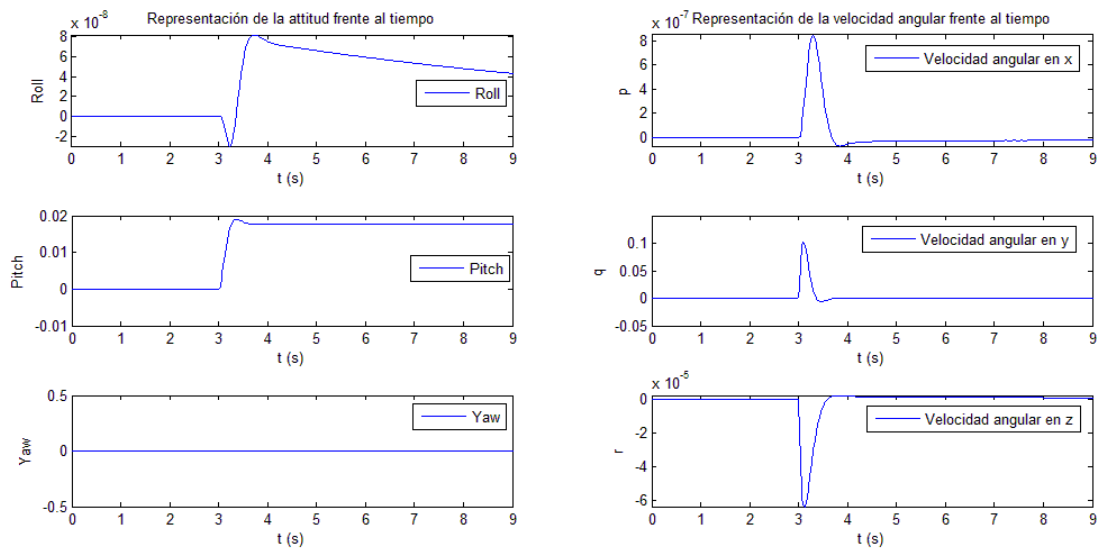


Figura 3.26 Primera simulación en el modelo no lineal. Orientación y velocidad angular.

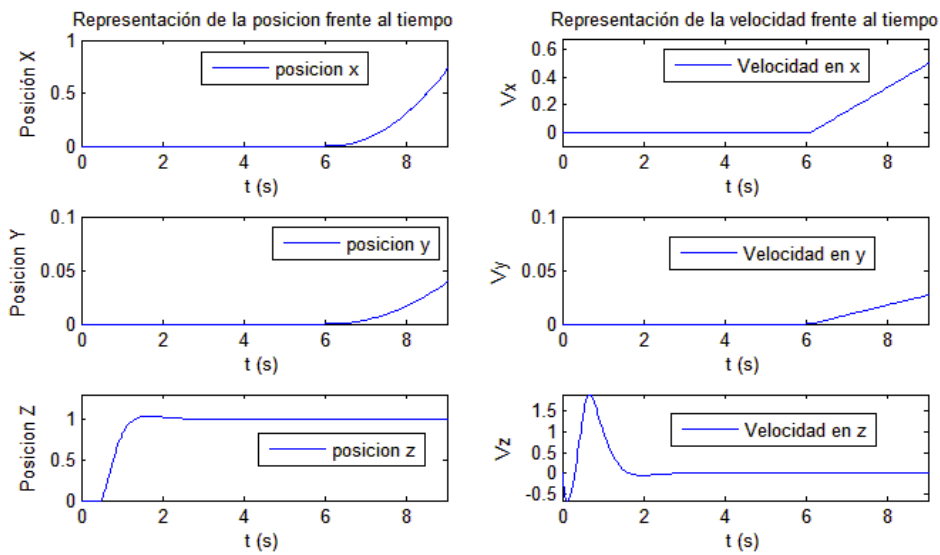


Figura 3.27 Segunda simulación en el modelo no lineal. Posición y velocidad.

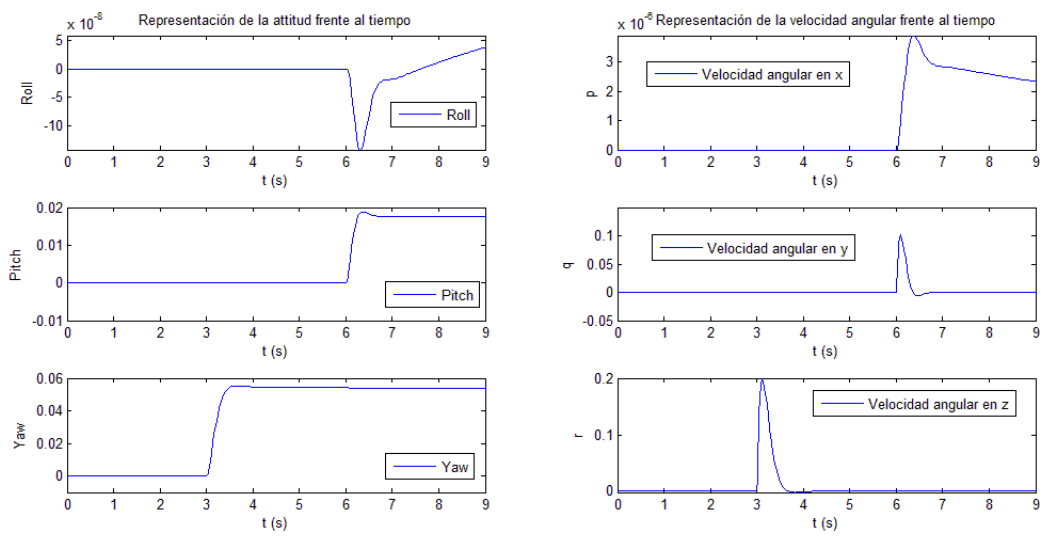


Figura 3.28 Segunda simulación en el modelo no lineal. Orientación y velocidad angular.

4 DESCRIPCIÓN Y SELECCIÓN DE COMPONENTES

En esta sección serán analizados los componentes principales usados para la construcción del cuadricóptero explicando su funcionalidad y características, comparándolos con otros componentes similares. Es importante tener en cuenta que los componentes finales han sido seleccionados sobre todo por su bajo coste y no por su calidad o fiabilidad. Esto no es lo más aconsejable a la hora de fabricar un cuadricóptero o cualquier aeronave, pero debido al bajo presupuesto disponible ha sido la única opción viable.

El diseño de un RPAS se trata de un proceso iterativo donde, partiendo de unas condiciones iniciales, se van determinando las demás características de manera cíclica. A modo de ejemplo, un parámetro inicial podría ser el tiempo de vuelo y/o la carga de pago que debe ser capaz de soportar durante todo el vuelo. A partir de aquí habrá que seleccionar diferentes componentes (motores, chasis, hélice, batería, ESC/BEC, etc.) de manera iterativa pues podría darse el caso de que se seleccionan el chasis X, motores Y y una batería Z, los cuales en teoría podrían levantar toda la carga de pago y volar durante el tiempo especificado, pero resulta que finalmente solo tiene realmente una autonomía de 7 min, por lo que habría que empezar de nuevo a seleccionar algunos de los componentes previos.

4.1 Estructura o cuerpo

La estructura o cuerpo del cuadricóptero (*frame*) se trata de la plataforma sobre la que todos los componentes serán dispuestos. Hay muchos tipos de *frames* dependiendo tanto del material en el que están fabricados como la geometría que tienen. Para cuadricópteros las geometrías más habituales son en cruz (+), en hache (H) o en equis (x).

Nombre	Tipo	Material	Precio (€)
S500	X / +	Fibra de vidrio	15
SK450	X / +	Fibra de vidrio	15
Hobbiking H4	H	Aluminio y fibra de vidrio	25
Turnigy H.A.L.	X / +	Aluminio	25
AQ600	X	Fibra de carbono y aluminio	50
Hobbiking TF650	X / +	Fibra de carbono	130

Tabla 4.1 Comparación entre diferentes frames.

Como se puede observar en la tabla comparativa, el precio aumenta en función del material con el que la estructura está construida y no de la geometría que presenta. Para este trabajo se ha elegido la primera estructura (S500) debido a su bajo precio y a su versatilidad.

4.2 Autopiloto

Se trata de la electrónica necesaria para gobernar una aeronave de manera automática. Por lo general es encargada del control de estabilización principal, para ello necesita conocer en todo momento la inclinación de la aeronave, esto se consigue usando dos tipos de sensores inerciales, acelerómetros y giroscopios. Y además, para controlar el rumbo necesita de otro sensor llamado magnetómetro el cual sirve como brújula. Si además, se desea que el autopiloto sea capaz de mantener una posición fija y de realizar una misión completamente de forma autónoma necesitara de un sensor GPS, el cual ofrecerá la posición de la aeronave siempre y cuando el vuelo sea en el exterior. Además, se necesitará de un sensor de presión barométrica, a partir de la cual, es posible obtener la altura de la aeronave gracias a la expresión de la Atmosfera Estándar Internacional.

En el mercado hay multitud de autopilotos, desde muy básicos que solo se encargan de controlar la estabilización, hasta autopilotos muy complejos de categoría militar los cuales pueden tener hasta triplicados los sistemas y sensores críticos, como podrían ser los sensores mencionados anteriormente o la CPU con el fin de proporcionar una mayor seguridad en vuelo.

La elección del autopiloto se hace de manera consciente dependiendo de varios factores como pueden ser:

- La carga de pago. El precio de la carga de pago es directamente proporcional al del autopiloto, pues no se usará el mismo autopiloto para transportar una cámara barata que una hiper-espectral.
- Las condiciones de operación. Volar en condiciones extremas, en el desierto, los polos o a mucha altitud, requiere de un autopiloto de altas prestaciones.
- La misión. Sobrevolar en zonas forestales, en general, requiere menos robustez de los sistemas, pues la seguridad no es crítica. En cambio, volar en zonas pobladas requiere de una alta robustez de los sistemas.

Nombre	Categoría	Redundancia	Sistemas	Precio (€)
Pixhawk	Civil	No	ACC, Gyro, Baro, Mag	250
NAZA-M V2	Civil	No	ACC, Gyro, Baro, Mag	150
APM-mini	Civil	No	ACC, Gyro, Baro, Mag	40
KK 2.1.5	Civil	No	IMU 6050	20
Veronte	Civil/Militar	No	ACC, Gyro, Baro, Mag	995
Veronte redundante	Militar	Si	ACC, Gyro, Baro, Mag	19.900
U-pilot	Militar	Si	ACC, Gyro, Baro, Mag	8.000

Tabla 4.2 Comparación entre autopilotos.

Para este proyecto se ha elegido el APM¹²-mini el cual cuenta con muchas características parecidas al APM, como la capacidad de hacer vuelo automático basado en waypoints, buena estabilización, software libre, bajo coste y además ocupa la mitad de espacio. Su peso es de 10 g.

¹² ArduPilot Mega

4.3 GPS

El sistema GPS¹³ es un dispositivo capaz de determinar la posición de un objeto en el planeta tierra utilizando para ello una cantidad de 24 satélites en órbita con determinadas trayectorias sincronizadas para cubrir en todo momento el planeta tierra.

Para determinar la posición de un objeto se necesitan como mínimo 4 satélites y se obtiene a partir de la diferencia temporal que existe entre la emisión de una señal y su recepción por parte del satélite. Conociendo la posición respecto a diferentes satélites es posible triangular la posición del receptor en el planeta. Si el receptor ve más satélites, más precisa será la posición. Este sistema de posicionamiento fue desarrollado por el departamento de defensa de Estados Unidos finalizado en 1993 y abierto de forma civil en 1995.

Suele ser habitual integrar ambos sistemas para conseguir una mejor precisión de la posición. Actualmente se está desarrollando el sistema de posicionamiento Galileo por parte de la Agencia Espacial Europea que, aunque ya se ha puesto en funcionamiento, se espera que su completa operatividad sea para 2020.

El receptor de GPS que se utiliza consiste en un U-BLOX NEO-6 M instalado en un módulo para APM, el cual incorpora además un magnetómetro y memoria EEPROM para guardar la configuración de los parámetros. Es uno de los módulos GPS más utilizados en APM, pero existen otros diferentes en el mercado.

Nombre	Peso (g)	Magnetómetro	Rendimiento	Multisistema	Precio (€)
Modulo GPS Ublox NEO-6M	19	Si	Bajo/Medio	No	19
GPS Taror zyx-m	20	Si	Alto	No	49
Modulo GPS Ublox NEO-8M	22	Si	Medio/Alto	Si	45

Tabla 4.3 Comparación entre GPS.

4.4 Emisora y receptor de radio

4.4.1 Emisor de radiofrecuencia

Dispositivo electrónico que, mediante una antena, irradia ondas electromagnéticas que contienen una determinada información. Su función es la de codificar, la codificación elegida se denomina modulación, señales para emitir las a continuación a través del espacio en forma de ondas electromagnéticas.

La señal modulada suele estar formada por una o varias ondas sinusoidales, a las que se les denomina portadora(s). Estas portadoras son modificadas utilizando otra señal llamada moduladora, la cual contiene la información a transmitir.

4.4.2 Receptor de radiofrecuencia

Se trata de un dispositivo electrónico, que permite la recuperación de señales transmitidas por un emisor de radio frecuencia. Consiste en un circuito electrónico, que filtra las ondas recibidas por la antena de una determinada frecuencia y a continuación amplificarlas para que puedan ser utilizadas.

Los receptores de radiofrecuencia utilizados para radiocontrol disponen de una serie de canales, los cuales solamente pueden realizar una acción de control cada uno. Cada canal típicamente se conecta de forma directa a un servo o motor en el aeromodelismo tradicional, pero como el cuadricóptero a desarrollar usará un autopiloto, será este quien, a partir de las señales recibidas desde el receptor, previamente enviadas desde la emisora, actuará de forma adecuada sobre cada motor para conseguir el movimiento deseado.

¹³ Global Position System

4.4.3 Equipos comerciales

Los equipos de radiocontrol que se pueden encontrar en el mercado para este tipo de aplicaciones varían de precio en función del alcance del enlace, del número de canales que soporta y de la calidad de sus componentes. Las marcas más conocidas son Futaba, Fly-Sky, Frsky, Turnigy y Radiolink.

Nombre	Alcance (Km)	Nº de canales	Frecuencia (GHz)	Precio (€)
Fly-Sky FS-T6	1	6	2.4	55
Turnigy 9X	3	8	2.4	60
Futaba 10J	7	10	2.4	300
Radiolink AT10	2	10	2.4	100
Frsky Taranis	2	8	2.4	170

Tabla 4.4 Equipos de radio control.

El equipo de radiocontrol utilizado, emisora y receptor, es el Fly-Sky FS-T6 debido a que ya se disponía de el con anterioridad, pero después de analizar algunas opciones, por una diferencia de precio mínima se puede obtener un equipo de mejor calidad como podría ser la emisora Turnigy 9X.

4.5 Power Module (PM)

Se trata de un dispositivo electrónico que proporciona una tensión estable aproximada de 5.37 V y una corriente aproximada de 2.25 A para el APM a partir de una tensión de entrada para alimentar el autopiloto de forma segura. Permite monitorear la información del consumo de la batería (voltaje y consumo actual).

Hay diferentes Power Modules dependiendo sobre todo de la tensión y corrientes máximas de entrada y de salida. Para el autopiloto APM la variedad de Power Modules se centran sobre todo en la calidad de los componentes. También hay placas de distribución de potencia que tienen integrados sus propios PM y suelen ser de mejor calidad.

Nombre	Voltaje ent max (V)	Corriente ent max (A)	Voltaje salida (V)	Corriente salida max (V)	Precio (€)
Power module Pro (5V & 12V)	22.2	130	2 x (5 & 12)	5	48
3DR 10S Power Module	45	90	5.3	2.25	20
Standar Power Module	18	90	5.3	2.2	13

Tabla 4.5 Diferentes modulos de potencia.

El Power Module utilizado ha sido uno estándar para APM por un precio de 13 €.

4.6 Motores

Los motores utilizados en este tipo de aeronaves suelen ser motores brushless o motores sin escobillas. La principal ventaja de estos radica en que al no poseer escobillas no precisan tanto mantenimiento pues no sufren tanto deterioro como los motores con escobillas.

Uno de los datos más importantes sobre estos motores es el valor KV, este valor representa el número de revoluciones por minuto que el motor será capaz de ofrecer por voltio de tensión y depende de numerosos factores como puede ser la geometría del motor, el número de espiras o la potencia de los imanes entre otros.

Como ejemplo, un motor de 1000 KV operando con una batería de 3s (11.1 V) será capaz de girar a 11100 rpm (resultado obtenido de multiplicar $1000 \cdot 11.1$) aunque este es un valor teórico aproximado pues, cuando se añada una carga al motor, el valor real no será capaz de llegar al valor teórico.

En los motores de KV alto, el número de espiras suele ser menor que en el caso de los motores con KV bajo, por lo que el cable de cobre usado para el bobinado suele ser de mayor grosor, lo que permite una mayor intensidad de corriente por él. Esto se traduce en motores de altas revoluciones, es decir, muy rápidos y con poco par (no serán capaces de levantar grandes pesos), por lo que suelen usar hélices pequeñas. Este tipo de motores con altos KV se usan en cuadricópteros de carreras donde lo más importante es conseguir una alta velocidad y una rápida respuesta. En cambio, en los de bajo KV al ser el número de espiras mayor, se usa un cable de cobre más fino para el bobinado lo que impide que circule tanta intensidad de corriente por ellos, pero esto se traduce en un gran par proporcionado por estos motores lo que permite levantar grandes pesos usando hélices grandes. Lo cuadricópteros que usan estos tipos de motores suelen levantar grandes pesos y tienen un comportamiento más lento. Son ideales, por ejemplo, para realizar fotografías.

Para elegir un motor adecuado debemos de tener varios datos presentes como, por ejemplo, la duración de vuelo estimada o el tipo de vuelo a realizar, el tipo de hélice o el voltaje de la batería.

En el mercado existen una variedad muy grande de motores brushless con muchísimas características diferentes, a continuación, se explican las características principales de algunos de ellos:

Nombre	KV	Peso (g)	Max corriente (A)	Hélices	Voltaje (V)	Precio (€)
T-motor U5 KV400	400	195	30	14*4, 15*5, 16*5	22.2	130
Sunnysky R1102 KV8000	8000	4	12	2*3*3, 3*2*2	7.4	10
Multistar Elite 5010 274KV	274	380	28	18, 19	22	45
Sunnysky x2212 KV980	980	56	20	10*4.7, 11*4.5, 9*4.7	11.1	15

Tabla 4.6 Comparación entre motores brushless.

El motor usado para este proyecto ha sido el Sunnysky x2212 KV980 ya que es un motor de bajo coste que va a permitir realizar vuelos suaves y añadir alguna carga de pago como podría ser un gimbal con una cámara o algún sistema embebido.

Hélice	Voltios (V)	Corriente (A)	Empuje (g)	rpm	Potencia (W)	Eficiencia (g/W)
1047	11.1	13.2	870	7100	146.5	5.93
1047	10	11.2	720	6580	112	6.42
1047	8	8.2	520	5630	65.6	7.9
1047	7.4	7.4	480	5360	54.7	8.77
1145	11.1	17.2	960	5830	190.9	5.02
1145	10	14.2	880	5500	142	6.19
1145	8.5	12	680	5000	102	6.66
9047	12	11	740	8400	132	5.6
9047	11.1	9.6	680	7900	106.5	6.38
9047	10	8.2	560	7380	82	6.82
9047	8.5	6.5	420	6520	55	7.63

Tabla 4.7 Tabla experimental del motor Sunnysky.

4.7 Variador de velocidad (ESC)

Los variadores de velocidad son unos dispositivos electrónicos que interpretan la señal PWM de control proveniente del autopiloto y proporcionan una salida alterna trifásica al motor. Estos dispositivos varían la frecuencia de funcionamiento de una serie de transistores que, permiten o no el paso de corriente hacia cada una de las fases del motor en función de la señal PWM “*Pulse Width Modulation*” de entrada, consiguiendo de esta forma más o menos velocidad en el motor. Algunos variadores ESC “*Electronic Speed Controller*” incorporan también un BEC “*Battery Eliminator Circuit*”, el cual proporciona un voltaje estable que suele ser de 5V y normalmente se emplea para alimentar el receptor o el autopiloto.

Los variadores están caracterizados según la máxima corriente que son capaces de soportar, lo recomendable es usar un variador que esté por encima de la máxima corriente que usa el motor junto con la hélice por seguridad.

Nombre	Max Corriente (A)	Max Voltaje (V)	BEC Mode	Precio (€)
Emax SimonK	20	11.1	Linear	11
T-Motor T60A	60	22,2	3A/5V	49
RCI Spider 30A OPTO	30	22,2	No BEC	15

Tabla 4.8 Comparación entre variadores comerciales.

El variador elegido ha sido el RCI Spider 30A OPTO por su relación calidad/precio y, al ser de 30 A, es adecuado para los motores seleccionados, los cuales consumen una corriente máxima de 20A que, no obstante, podría ser superada en algún momento, por lo que así se asegura la funcionalidad del ESC.

4.8 Hélices

Una hélice es un elemento mecánico formado por un conjunto de palas o álabes solidarios a un eje. Cada tipo de pala tiene una geometría definida. Esta geometría se basa en perfiles aerodinámicos de forma que al girar obtienen una diferencia de presión en ambos lados, lo que provoca que aparezca una fuerza perpendicular al plano de rotación (PPIO de Bernoulli) conocida como fuerza de propulsión si es utilizada para hacer avanzar a la aeronave o fuerza de sustentación si es utilizada para sustentar la aeronave.

Las hélices pueden ser de paso fijo o paso variable, aunque en multirrotores se usan palas de paso fijo, pues las de paso variable llevan a mecanismos mucho más complejos que, aunque pueden ser más eficientes, incrementan muchísimo la complejidad y el peso de la aeronave.

En aeromodelismo se pueden encontrar multitud de hélices dependiendo del material con que estén fabricadas (carbono, madera o plástico) de la longitud que presentan y del paso de la pala. Por lo general se suelen encontrar hélices de dos palas, es posible encontrarlas de tres palas para multirrotores de pequeño tamaño.

Debido a que en este diseño no se buscan grandes prestaciones de vuelo se buscará obtener una alta eficiencia en vuelo y así poder volar durante el mayor tiempo posible.

Siguiendo la tabla de características del motor propuesta por el fabricante, las hélices seleccionadas serán 1047 y, en cuanto al material, para las pruebas iniciales será plástico, pudiendo cambiar para el diseño final a fibra de carbono, mejorando las prestaciones en vuelo y reduciendo el peso.

4.9 Batería

Una batería, pila o acumulador, es un dispositivo que consiste en un conjunto de celdas capaces de almacenar la energía electroquímica y de convertir esta a energía eléctrica. Las características que definen a una batería son:

- La cantidad de energía capaz de almacenar. Esta viene determinada por el número de Vatios por hora (Wh). Este valor se consigue multiplicando su voltaje nominal por su capacidad (Ah).
- La corriente máxima de descarga viene definida por su capacidad (Ah) y las C de descarga. El valor de descarga se obtiene multiplicando Ah por C.
- La profundidad de descarga consiste en la cantidad de energía que puede extraerse de una batería. Usualmente dado en porcentaje.

Existen diferentes tipos de baterías dependiendo de sus características electroquímicas: Baterías de plomo-ácido (Pb), baterías de níquel-hierro (Ni-Fe), baterías de níquel-cadmio (Ni-Cd), baterías de níquel-hidruro metálico (Ni-MH), baterías de iones de litio (Li-ion), baterías de polímero de litio (LiPo).

Tipo	Energía/peso (W/Kg)	Voltaje/celda (V)	Duración (núm. de recargas)	Tiempo de carga (h)
Pb	30-50	2	1000	8-16
Ni-Fe	30-55	1,2	+ de 10000	4-8
Ni-Cd	48-80	1,25	500	10-14
Ni-MH	60-120	1,25	1000	2-4
Li-ion	110-160	3,16	4000	2-4
LiPo	100-130	3,7	5000	1-1,5

Tabla 4.9 Tipos de baterías.

En la tecnología de los RPAS multicopteros las baterías más usadas son las de polímero de litio (LiPo) debido a su gran capacidad de descarga y a su relación Energía/peso, sin embargo, estas baterías deben ser tratadas con cuidado pues se deterioran con facilidad en incluso pueden llegar a incendiarse o explotar.

La elección de la batería se ha realizado principalmente en base a los motores pues estos nos limitan el voltaje usado (11.1 V). Esto quiere decir que nuestra batería LiPo tendrá que ser de 3 celdas obteniéndose así un voltaje nominal de 11.1 V.

Lo siguiente que se debe seleccionar es la capacidad de descarga de la batería. Para ello es necesario conocer el consumo máximo de corriente que el sistema pueda demandar.

$$\text{consumo}_{max} = \text{consumo}_{motores,max} + \text{consumo}_{electronica} \quad (93)$$

$$\text{consumo}_{max} = 20 * 4 + 1 = 81 \text{ A} \quad (94)$$

Es decir, la batería que se vaya a utilizar tiene que ser capaz de suministrar al menos 81 A.

$$\text{Corriente max de descarga} = \text{Capacidad} * C = 81000 \text{ mA} \quad (95)$$

La capacidad de la batería es un índice de su duración. A modo de ejemplo, una batería de 1000 mAh de capacidad tendrá una autonomía de 1 h si se demanda 1 A constante, 2h si se demandan 0.5 A constantes o 0.25 h si se demandan 4 A constantes.

Como parámetro inicial, se quiere que el cuadricóptero tenga una autonomía de 4 min trabajando a máxima potencia, es decir, consumiendo 81000 mA, por lo que será necesario disponer de una batería de:

$$\text{Capacidad} = 81000 * \frac{4}{60} = 5400 \text{ mAh} \quad (96)$$

Una vez conocida la capacidad se puede determinar el número C que establece la Corriente máxima de descarga de la batería.

$$C = \frac{\text{Corriente max de descarga}}{\text{Capacidad}} = \frac{81000}{5400} = 15 \quad (97)$$

En el mercado podemos encontrar diferentes tipos de baterías LiPo dependiendo del número de celdas, capacidad y C. Algunas de ellas son las siguientes:

Nombre	N de celdas (s)	Capacidad (mAh)	C	Peso (g)	Precio (€)
ZIPPY Flightmax	3	5800	30	425	36.13
ZIPPY Compact	3	5800	25	411	35.70
Gens ACE	3	5200	40	341	37.49
U-Tech PRO	3	6000	30	439	47.90
Limskey 5400	3	5400	30	500	28.15

Tabla 4.10 Comparación entre diferentes baterías.

La batería seleccionada ha sido la ZIPPY Compact pues, aunque tiene una corriente de descarga máxima muy superior a la mínima necesaria (145 A), tiene una buena relación capacidad/peso.

4.10 Estación de Tierra

Estación de tierra hace referencia al equipo o equipos usados para monitorear y controlar tanto el RPAS como cualquier carga de pago que pueda haber a bordo. Normalmente una estación de tierra consta de dos dispositivos de control, uno para el RPAS y otro para la carga de pago.

Existen tres tipos de enlace de datos entre la estación de tierra y el RPAS:

1. **Telemetría.** Enlace descendente (del RPAS a la estación de tierra). Consiste en el enlace que hace referencia a la lectura del estado del RPAS. A través de este enlace, el RPAS mantiene informado a la estación de control de su posición, altitud, actitud, autonomía, etc.
2. **Telecomando.** Enlace ascendente (de la estación de tierra al RPAS). Consiste en el enlace que hace referencia al control a distancia del RPAS. Gracias a este canal es posible controlar el comportamiento del RPAS y de las cargas de pago.
3. **Sistema de terminación de vuelo.** Enlace ascendente (de la estación de tierra al RPAS). Se trata de un enlace de emergencia usado en caso de que no sea posible gobernar el RPAS a través del enlace de telecomando. Este enlace debe ser muy robusto y de mucho alcance, sacrificando el ancho de banda. Con él solamente se podrá controlar el RPAS (no las cargas de pago) de forma básica.
4. **Data link.** Enlace descendente (del RPAS a la estación de tierra). Enlace de datos, utilizado para monitorear las cargas de pago. Este enlace suele tener un gran ancho de banda para descargar video en tiempo real (Pues usualmente suele haber alguna cámara a bordo).

En este caso, como no se dispone de cargas de pago, el equipo para la estación de tierra constará de un PC usando un software y un dispositivo de radio, que le permitirá actuar como una estación de tierra. El software a utilizar será Mission Planner, pero existe gran variedad de ellos como podrían ser: APM Planner, MavProxy, QGroundControl y UGCS (Universal Ground Control Station) entre otros.

En este proyecto solo se usarán los enlaces de telemetría y telecomando.

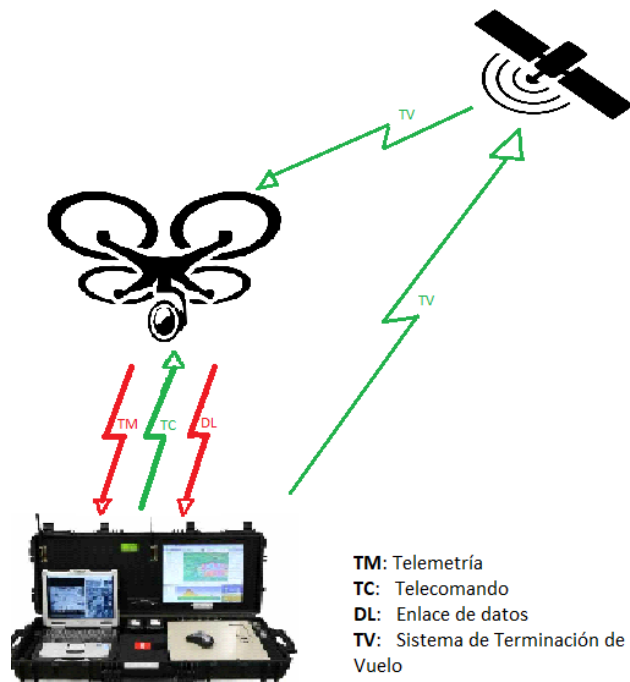


Figura 4.1 Enlaces entre el cuadricóptero y la estación de tierra.

4.11 Telemetría

Gracias al módulo de telemetría podemos conocer el estado del RPAS como se explica en el capítulo 4.10, además este módulo nos permitirá, a través de la estación de tierra (Mission Planner), configurar el autopiloto, es decir, calibrar acelerómetros, magnetómetro y giróscopos, cargar nuevas misiones¹⁴ o modificar la misión actual.

APM (Ardu Pilot Mega) usa un protocolo de comunicaciones binario para telemetría, a través de un módulo de radio, conocido como MAVLink. Este usa dos modos de operación:

- 1) Topic Mode. No se emite un ID para el destino del mensaje, es decir, el mensaje es enviado para cualquier destinatario que este escuchando usando MAVLink, con lo que se consigue ahorrar ancho de banda en la transmisión. Estos mensajes no suelen poner en riesgo el control de la aeronave como, por ejemplo, la posición o la altitud.
- 2) Point-to-Point Mode. En ese modo sí que se emite, junto con el mensaje, el ID del destinatario, de manera que el mensaje será exclusivo para este, asegurando además la recepción.

En el mercado se pueden encontrar gran cantidad de variedad de módulos de radio para telemetría, siendo cualquiera compatible con APM/MAVLink válido:

Nombre	Frecuencia (MHz)	Potencia (mW)	Alcance max (Km)	Precio (€)
Módulo Telemetría 433 MHz 500 mW	433	500	1.5	44.99
Módulo Telemetría 433 MHz 100 mW	433	100	1.3	35.00
Módulo Telemetría 915 MHz 500 mW	915	500	1.5	44.99
Módulo Telemetría 915 MHz 100 mW	915	100	1.3	35.00

Figura 4.2 Módulos de telemetría.

El módulo de radio para telemetría seleccionado ha sido el de 433 MHz y 100 mW, pues para este proyecto no es necesario disponer de mayor potencia en la señal. Este producto incluye dos módulos, uno conectado al autopiloto por medio de comunicación serie y el otro conectado al PC mediante USB, el cual es compatible con Mission Planner.

¹⁴ Mission: hace referencia a la tarea o tareas que el RPAS debe realizar de forma autónoma previamente programadas.

5 MONTAJE Y CONFIGURACIÓN

En este capítulo, se explicará cómo debe ser ensamblado y configurado el cuadricóptero, tanto desde el punto de vista estructural, eléctrico-electrónico como de programación, detallando, en la medida de lo posible, todo el proceso con fotos y explicaciones.

5.1 Esquema eléctrico

Este esquema muestra, de forma general, todas las conexiones de los diferentes sistemas que componen el cuadricóptero, Figura 5.1.

El cuadricóptero es alimentado por una batería LiPo a través del *Power Module*, el cual regula la tensión y proporciona un voltaje directo para los motores, a través de una placa distribuidora de potencia, y un voltaje regulado de 5 V para el autopiloto.

Los motores son controlados a partir de un ESC¹⁵, los cuales son controlados a su vez por el autopiloto. A este además se le conectan los diferentes sistemas: GPS, telemetría y receptor de radiofrecuencia.

A continuación, se detallan las diferentes conexiones entre todos los componentes.

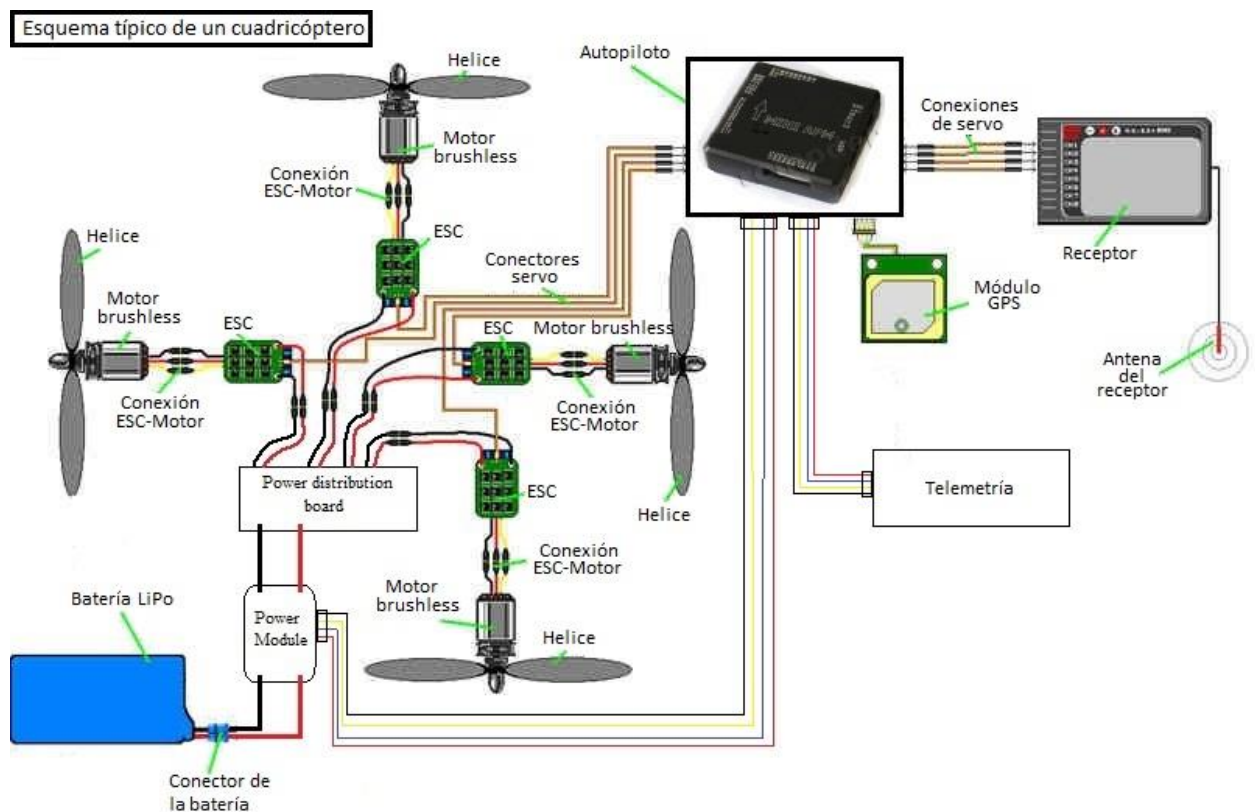


Figura 5.1 Esquema eléctrico.

¹⁵ Electronic Speed Controller.

5.2 Conexión entre la PDB¹⁶ y los variadores

La PDB consiste en un circuito impreso que distribuye la potencia proveniente de la batería entre los diferentes dispositivos, en este caso cuatro motores, que se conecten a ella. El frame S500 trae consigo su propia PDB, la cual forma parte de la estructura.

Antes de comenzar a ensamblar el *frame*, lo primero que se debe hacer es soldar los cuatro ESC a la PDB en los terminales proporcionados teniendo en cuenta que, el cable rojo se conecta al terminal positivo y el cable negro se conecta al terminal negativo, Figura 5.3.

Siguiendo el esquema eléctrico, Figura 5.1, el *Power Module* se conecta entre la PDB y la batería, por tanto, para hacer más cómoda la conexión/desconexión, se suelda a la PDB un conector para este.

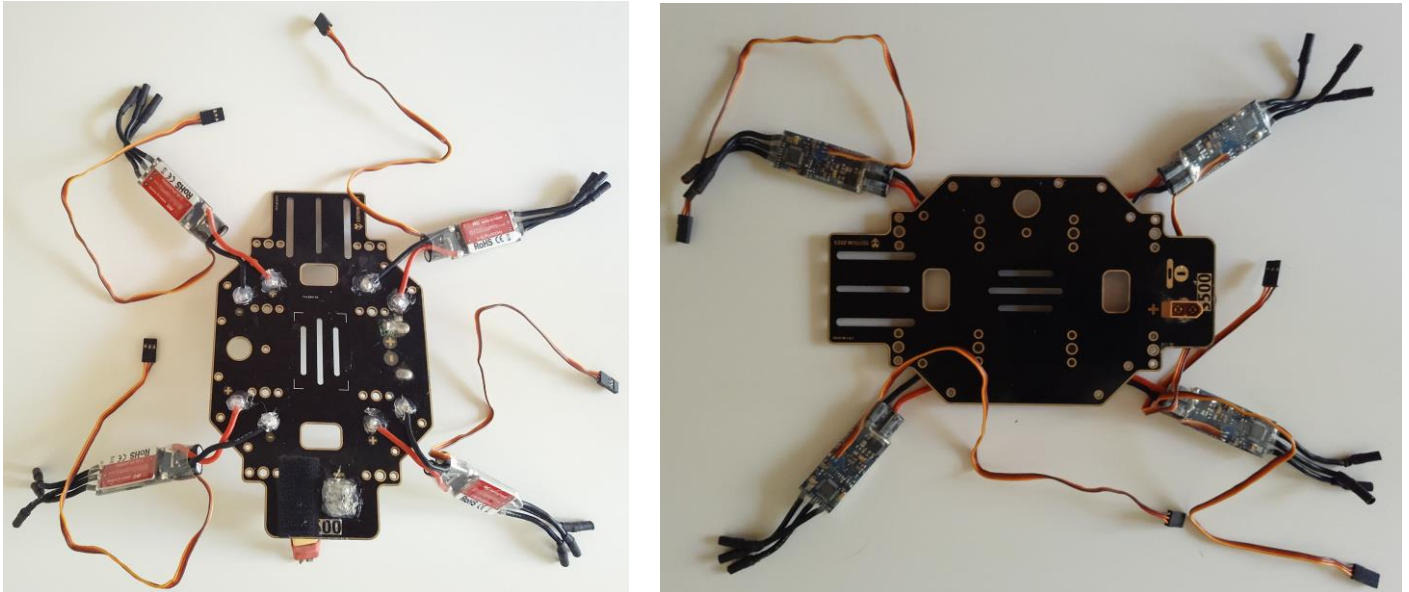


Figura 5.3 Conexiones de los variadores a la PCB.

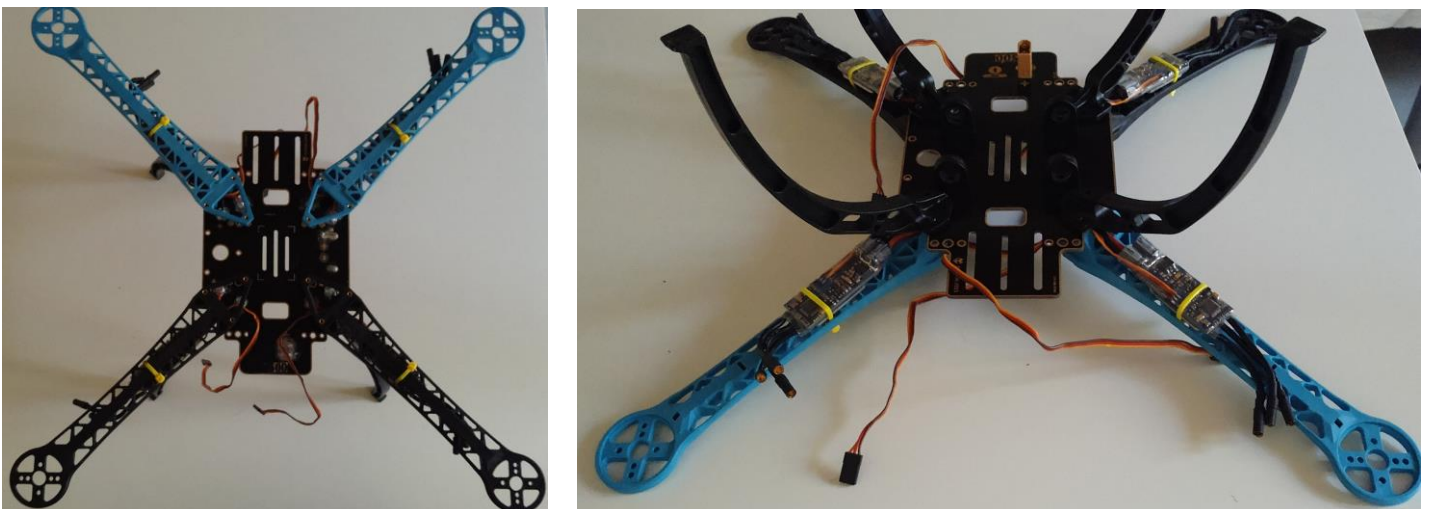


Figura 5.2 Montaje de brazos y tren de aterrizaje a la PCB.

Una vez se ha completado la PDB, se atornilla el tren de aterrizaje junto con los brazos a la PDB, siguiendo el manual de usuario, para poder dejar fijados los variadores a los brazos tal y como se muestra en la Figura 5.2.

¹⁶ Power Distribution Board.

5.3 Conexión entre ESC y motor

La conexión de los motores a los ESC es bastante sencilla. Basta con conectar los tres cables del motor, azul, negro y rojo, con los tres cables del variador como se muestra en la Figura 5.4. En principio no importará el orden en que se conecten los cables pues solamente influirá en la dirección de giro del motor.

Se recomienda seguir el mismo criterio para todos ellos. Más adelante, cuando se comprueben los sentidos de giro de los diferentes motores habrá que cambiar dos de ellos, pues todos deberían girar en el mismo sentido. Para cambiar el sentido de giro del motor basta con intercambiar dos de los tres cables.

Finalmente, el motor es atornillado a los brazos de la estructura.



Figura 5.4 Conexión entre el variador y el motor.

5.4 Conexiones al autopiloto

Las conexiones entre el autopiloto y los diferentes sistemas pueden parecer, en principio, algo más complicadas. Es por eso que, a continuación, se explicarán de forma más detallada y acompañadas con esquemas de conexión para facilitar la comprensión.

5.4.1 Conexión entre autopiloto y variadores (ESC)

En el autopiloto APM mini 3.1 las conexiones para los motores van desde los pines *M1* a *M8*, pero como en este caso solamente se usan cuatro motores, se usarán los pines desde *M1* hasta *M4*.

Las conexiones *GND* y *+5v in* son para alimentar el autopiloto a través de un BEC¹⁷. Un BEC básicamente es un regulador de voltaje, usualmente integrado dentro del ESC, que se usa para convertir el voltaje de la batería a un voltaje menor para el autopiloto. En este caso, al disponer de un *Power Module*, no se necesita un BEC. Por tanto, las conexiones *GND*, *+5v* y *M5-M8* no se utilizan, Figura 5.6.

El ESC dispone de un cable con tres conexiones para su control, pero solamente se conecta a *M1-M4* el cable de señal, normalmente blanco o amarillo.

¹⁷ Battery Elimination Circuit.

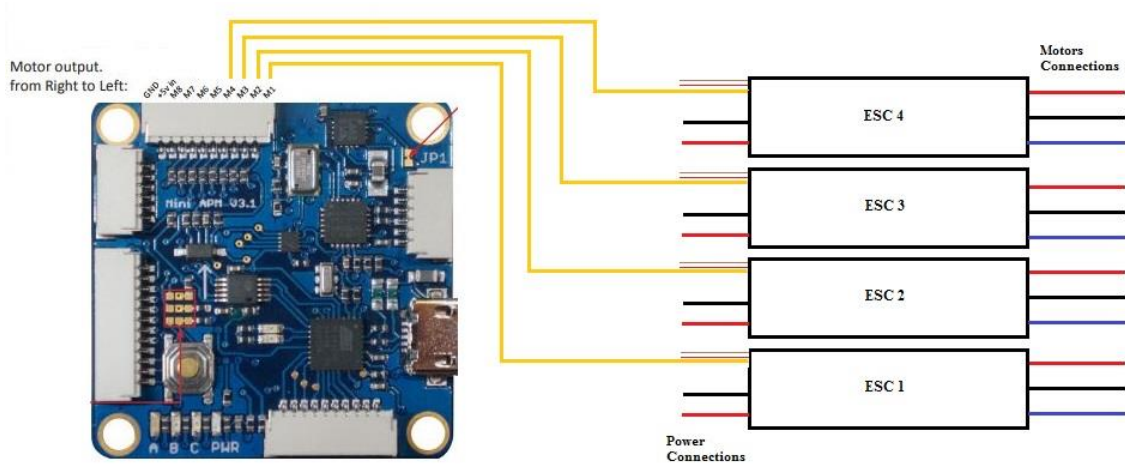


Figura 5.6 Conexión entre autopiloto y variadores.

Él También es importante conocer el número que corresponde a cada motor. De modo que, para un cuadricóptero dispuesto en X, los motores se enumeran como se muestra en la Figura 5.5.

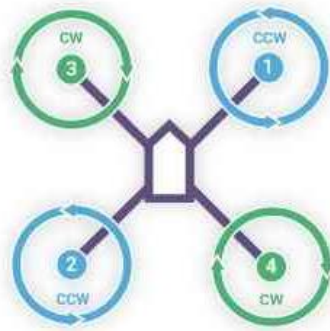


Figura 5.5 Numeración de los motores para cuadricóptero en X, [45].

5.4.2 Conexión entre autopiloto y receptor

El autopiloto APM mini 3.1 también dispone de ocho entradas para las señales PWM que ofrece el receptor de radio. Estas conexiones van desde *In1* hasta *In8* pero, al tratarse de un cuadricóptero, solo serán usadas desde *In1* hasta *In4* como se muestra en la Figura 5.7.

En este caso, es necesario conectar Vcc y GND desde el autopiloto para alimentar el receptor. Esta conexión puede ser llevada a cabo en cualquier canal del receptor.

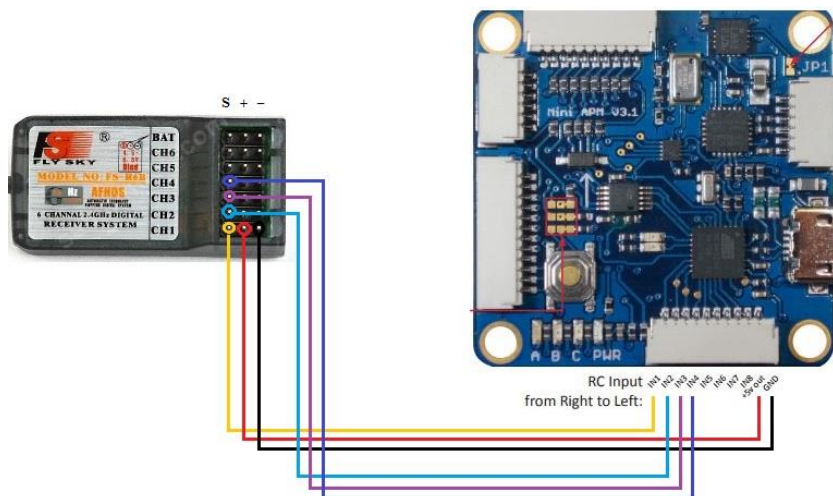


Figura 5.7 Conexiones entre receptor y autopiloto.

5.4.3 Conexión entre autopiloto y GPS con magnetómetro

El modulo GPS que se utiliza contiene un magnetómetro incorporado que, utilizará el autopiloto para determinar la orientación. Debido a que el magnetómetro a utilizar será el que incorpora el GPS, puesto que está más protegido de perturbaciones magnéticas por estar más alejado de los motores y de la electrónica, habrá que cortar la conexión JP1 como indica el manual.

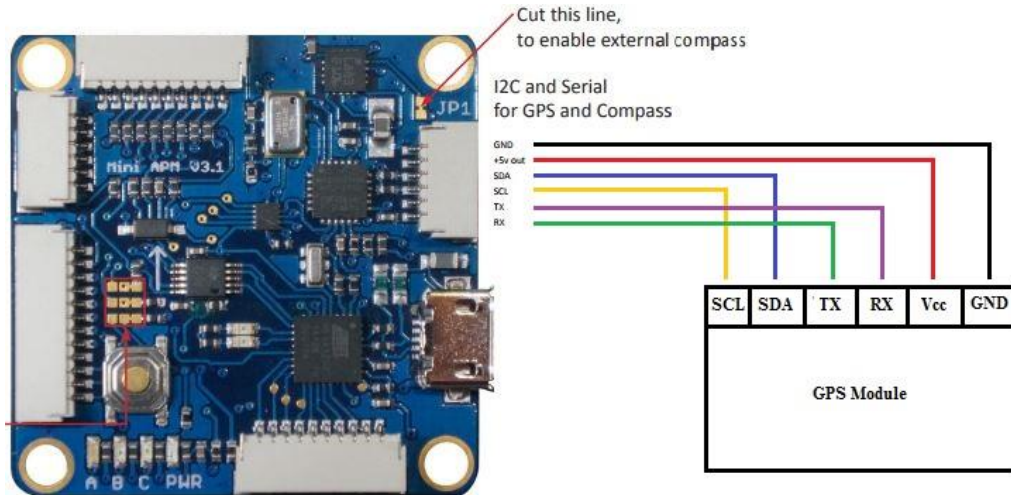


Figura 5.8 Conexiones entre GPS y autopiloto.

El módulo GPS y magnetómetro se conecta a Vcc y GND pues necesita alimentación para funcionar.

La conexión entre GPS y autopiloto, Figura 5.8, se realiza mediante conexión serie, utilizando los pines Rx y Tx. Esta conexión debe ser cruzada, es decir, Rx del autopiloto se conecta con Tx del módulo y, Tx del autopiloto se conecta con Rx del módulo.

La comunicación entre magnetómetro y autopiloto, Figura 5.8, se hace a través del bus I2C usando los pines SCL y SDA de manera directa, es decir, SCL del autopiloto se conecta con SCL del módulo y, SDA del autopiloto se conecta con SDA del módulo.

5.4.4 Conexión entre autopiloto y telemetría

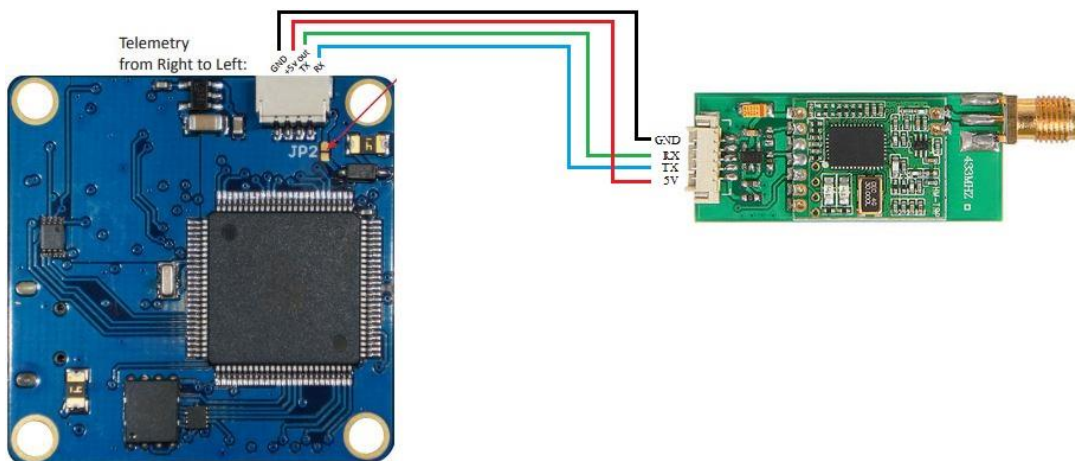


Figura 5.9 Conexión entre telemetría y autopiloto.

Al igual que con el GPS, capítulo 5.4.3, la comunicación entre el autopiloto y la telemetría está basada en una conexión serie punto a punto. Esta conexión, Figura 5.9, requiere Vcc y GND para alimentar el módulo de telemetría y una conexión cruzada entre los puertos de recepción y transmisión, es decir, Rx de la telemetría se conecta con Tx del autopiloto y, Tx de la telemetría se conecta con Rx del autopiloto.

5.4.5 Conexión entre autopiloto y *Power Module*

Como se comentó anteriormente en el capítulo 5.1, el *Power Module* se encarga de alimentar todo el sistema. Alimenta tanto el sistema de potencia a un voltaje directo procedente de la batería, como son los ESC's y los motores, como el autopiloto a 5 V.

Además de proporcionar un voltaje regulado para el autopiloto, es capaz de medir tensión e intensidad que pasan por él, lo que permite llevar un seguimiento de la autonomía del cuadricóptero.

El sistema de alimentación se realiza emparejando los pines Vcc y GND de autopiloto y *Power Module*, Figura 5.10. Para la medición de voltaje y corriente, el *Power Module* utiliza sensores analógicos que dan el valor de voltaje a través del pin VS, abreviatura de *Voltage Sensor*, y el valor de corriente a través del pin CS, abreviatura de *Current Sensor*.

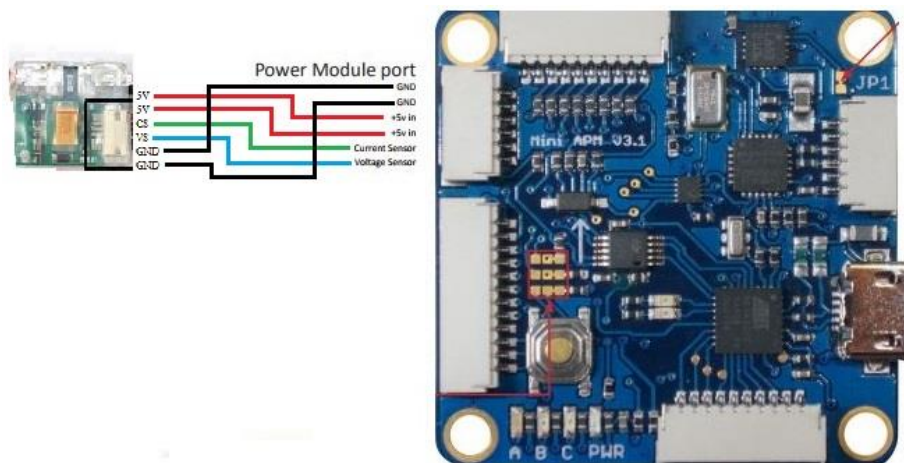


Figura 5.10 Conexión entre Power-Module y autopiloto.

5.5 Configuración con Mission Planner

En este capítulo se detalla el procedimiento a seguir para configurar el autopiloto de forma básica, configuración inicial para poder realizar vuelos sencillos, utilizando Mission Planner. En esta sección se hace uso del manual de Arducopter [11], donde se puede encontrar todo el proceso de forma más detallada e incluso obtener más información sobre una configuración más avanzada.

5.5.1 Pasos previos

Antes de configurar ningún parámetro de vuelo, es necesario preparar la estación de tierra, instalar el firmware del autopiloto y enlazar el transmisor con el receptor de radiofrecuencia.

5.5.1.1 Instalar Mission Planner

La instalación de Mission Planner es bastante sencilla. Una vez descargado el software, disponible desde este enlace: [descarga](#), seguir las instrucciones de instalación y pulsar en siguiente.

5.5.1.2 Instalación del firmware

Antes de instalar el firmware es necesario conectar el autopiloto al PC. Esta conexión puede ser llevada a cabo mediante el módulo de telemetría o bien mediante USB (recomendado). Una vez abierto Mission Planner, se conecta el cable USB al PC, se selecciona el puerto COM correspondiente fijando una velocidad de 115200 Bd y se pulsa en *Conectar*, véase la Figura 5.11. Esto debería cargar los parámetros actuales del autopiloto.



Figura 5.11 Selección del puerto COM y velocidad del puerto serie [11].

A continuación, se pulsa en desconectar y se hace clic en *Initial Setup*. Esto muestra los diferentes tipos de sistemas que Mission Planner puede manejar, se selecciona el cuadricóptero y automáticamente Mission Planner descarga la última versión del firmware disponible y lo instala en el autopiloto.

5.5.1.3 Enlace del equipo de radiofrecuencia

Para realizar el enlace entre el receptor y el transmisor de radiofrecuencia, se sigue el procedimiento indicado en el manual de la emisora Fly-Sky FS-T6:

1. Con el transmisor apagado, conectar el cable de enlace al puerto de batería del receptor.
2. Conectar alimentación a cualquier puerto disponible del receptor. El led rojo parpadeando indica que el receptor se encuentra en modo de emparejamiento.
3. Presionar el botón de emparejamiento situado en la parte trasera del transmisor a la vez que se enciende.
4. El led rojo del receptor debería dejar de parpadear, lo cual significa que ha sido emparejado de manera satisfactoria.
5. Desconectar la batería del receptor.
6. Apagar el transmisor.

Si el enlace no se realiza de manera satisfactoria, volver al paso 1.

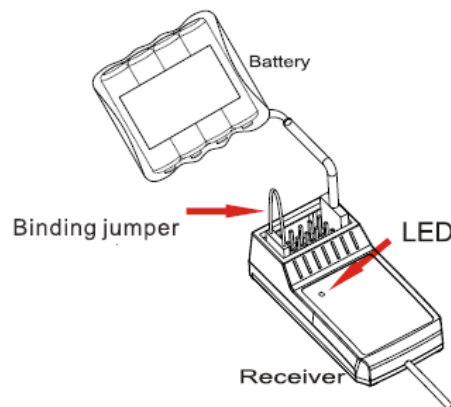


Figura 5.12 Conexión del receptor para el emparejamiento.

5.5.2 Calibración de componentes

Muchos de los sensores y componentes que utiliza el autopiloto deben ser calibrados para un correcto funcionamiento de ellos. Para la calibración de los sensores, el autopiloto debe estar conectado a Mission Planner como se explicó anteriormente en el capítulo 5.5.1.2.

5.5.2.1 Calibración de la radio

Consiste en calcular los valores máximos y mínimos de PWM que entregan todos los canales de la radio. Para ello se sigue el siguiente procedimiento:

1. Hacer clic en *Initial Setup – Mandatory Hardware – Radio Calibration*. Si la radio fue correctamente enlazada con el receptor, deberían verse las barras de los diferentes canales de color verde, Figura 5.13.
2. Sin las hélices conectadas, pulsar en *Calibrate radio*.

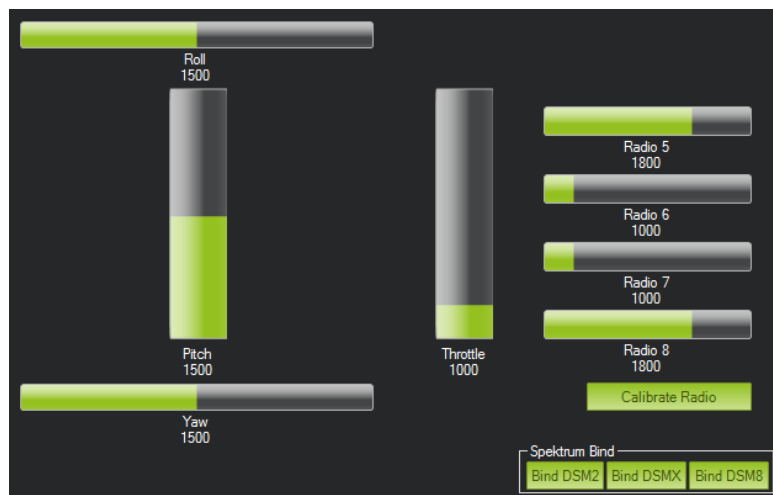


Figura 5.13 Ventana de calibración de la radio [11].

3. Mover todos los controles a sus posiciones mínimas y máximas, en este paso deberían verse las barras verdes desplazándose.
4. Una vez completado el proceso para todos los canales pulsar en *Click when Done*.

Es importante configurar la palanca de pitch en modo inverso para que, al mover la palanca hacia arriba, el autopiloto entienda que se desea un ángulo negativo. Esto debe ser configurado en la radio.

5.5.2.2 Calibración de los ESC

Los ESC, al igual que el autopiloto, deben ser calibrados de modo que entiendan cual es el valor máximo y mínimo de PWM que el autopiloto proporcionará para controlar los motores.

Para llevar a cabo la calibración se debe seguir el siguiente procedimiento:

1. Con el autopiloto desconectado y la batería desconectada, encender la radio y mover la palanca de gas hasta su máximo.
2. Conectar la batería al autopiloto y esperar 10 segundos. Esto habilita al autopiloto a entrar en el modo de calibración para los ESC.
3. Desconectar y volver a conectar la batería. El autopiloto debería entrar en el modo calibración y los motores deberían producir un pitido (beep).
4. Lleva la palanca de gas al mínimo. Los ESC deberían obtener el valor mínimo y los motores deberían emitir la secuencia de confirmación (beep-beep-beeeeeep).
5. Calibración completada. Mover a continuación la palanca de gas para comprobar que la calibración ha sido satisfactoria.

Si ha habido algún error, empezar de nuevo por el paso número 1.

Este es un buen momento para comprobar el sentido de giro de los motores. Recordar cómo se explicó en el capítulo 5.3 que, si el motor gira en sentido contrario, se deben intercambiar dos de los cables que conectan el ESC con el motor.

5.5.2.3 Calibración del acelerómetro

La calibración de los acelerómetros es esencial. Con la calibración se obtienen los offsets que tiene la medida en cada eje.

Para comenzar la calibración se debe ir a la pestaña *Initial Setup – Mandatory Hardware – Accel Calibration* y hacer clic en el botón *Calibrate Level*.

A continuación, Mission Planner indicará que se posicione el cuadricóptero en 6 posiciones diferentes, Figura 5.14 con el objetivo para medir el valor min/max de la aceleración en cada eje.



Figura 5.14 Posiciones para la calibración del acelerómetro [11].

Al realizar la calibración en estático, lo que en realidad se está haciendo es calcular la diferencia que existe entre el valor medido con el valor de la aceleración de la gravedad 9.81 m/s^2 .

5.5.2.4 Calibración del magnetómetro

El magnetómetro se trata de un sensor capaz de medir el campo magnético a su alrededor. Gracias a él, es posible calcular la orientación del cuadricóptero y eliminar el error a largo plazo que presenta la orientación obtenida por los giroscopios. Es un sensor bastante importante pues de él depende el rumbo del cuadricóptero.

En primer lugar, se debe seleccionar que magnetómetro se va a utilizar, pues el cuadricóptero posee dos, uno interno en el autopiloto y otro externo incluido con el GPS. Como se mencionó en el capítulo 5.4.3, el magnetómetro a utilizar será el externo. Para ello se hace clic en *Initial Setup – Mandatory Hardware – Compass – APM and External Compass*, Figura 5.15.

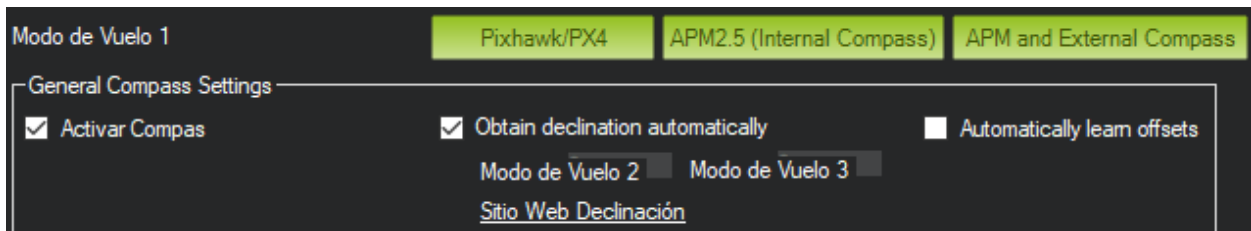


Figura 5.15 Configuración general del magnetómetro [11].

A continuación, debe especificarse la orientación que posee el magnetómetro externo con respecto al autopiloto. Comúnmente, este tipo de módulos GPS, suelen incorporar el magnetómetro en la parte inferior de la antena, es decir, girado 180 grados en roll, Figura 5.16.

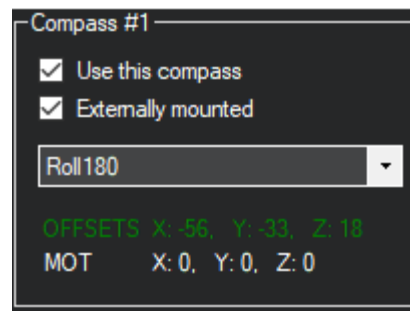


Figura 5.16 Configuración de la posición del magnetómetro externo [11].

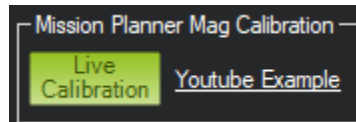


Figura 5.17 Live calibration. Magnetómetro [11].

Posteriormente, la calibración se realiza utilizando la herramienta interactiva que proporciona Autopilot, *Live Calibration*. Para acceder a ella se hace clic en *Initial Setup – Mandatory Hardware – Compass – Live Calibration*, Figura 5.17.

En esta herramienta simplemente se debe de rotar el cuadricóptero en todos sus ejes con el fin de obtener el valor correcto de los offset para cada dirección. Una vez los offset encontrados son aceptables, la calibración finaliza de forma automática.

Finalmente, para la calibración se usa el método *Live Calibration*, Figura 5.18. En esta interfaz, se debe rotar lentamente el cuadricóptero alrededor de todos sus ejes. Una vez el valor de cada offset es menor de 150, la calibración se da por terminada.

5.5.3 Otras configuraciones

Una vez que todos los sensores y componentes han sido calibrados, se termina de configurar el autopiloto.

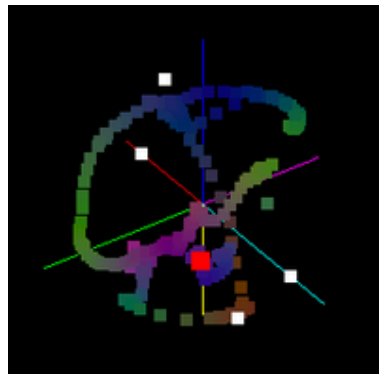


Figura 5.18 Herramienta Live calibration [11].

5.5.3.1 Selección del tipo de *frame* (estructura)

El tipo de *frame* puede ser configurado haciendo clic en *Initial Setup - Mandatory Hardware - Frame type*. En primer lugar, se selecciona la clase de multicoptero, en este caso *Quad*, y a continuación se selecciona el tipo, en este caso *X*.

Otra forma de seleccionar el tipo de *frame* es a través de los parámetros. Para ello hay que hacer clic en *Config/Tuning – Full Parameter List*. En esta ventana se muestran todos los parámetros que configuran el autopiloto. Para establecer que se trata de un cuadricóptero en estructura *X*, se modifican los siguientes parámetros:

- `FRAME_CLASS = 1`
- `FRAME_TYPE = 1`

5.5.3.1.1 Configuración de los modos de vuelo

Autopilot provee de una cantidad de 20 tipos de vuelo diferente, de los cuales solamente se usarán dos de ellos. Los vuelos que se usan son:

1. *Stabilize*. Este modo de vuelo permite volar de forma manual utilizando un control de estabilización.
2. *Alt Hold*. Similar a *stabilize* pero, además de control de estabilización, incorpora control para la altura.

Para configurar los modos de vuelo, hay que hacer clic en *Initial Setup – Mandatory Hardware – Flight Modes*. Aquí se seleccionan los diferentes modos de vuelo en función del valor de PWM obtenido en el canal 5 de la radio.

En este caso, como se muestra en la Figura 5.19, se seleccionan los tres primeros modos como Stabilize y los tres últimos como Alt Hold pues, son los únicos dos modos de vuelo que serán utilizados.

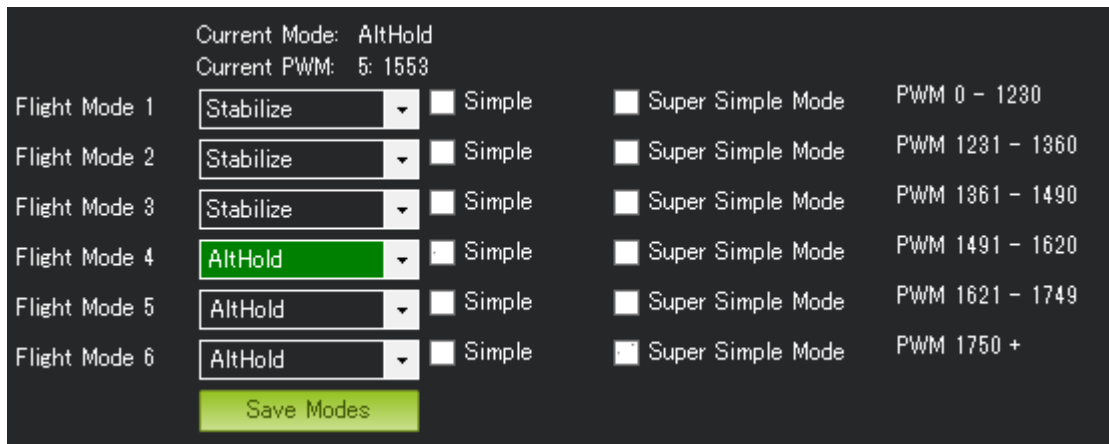


Figura 5.19 Modos de vuelo [11].

6 PRUEBAS EN VUELO

Una vez que todos los sistemas del cuadricóptero han sido configurados y calibrados, este se encuentra en condiciones adecuadas para hacer las primeras pruebas de vuelo, Figura 6.1.



Figura 6.1 Cuadricóptero al despegue.

A continuación se analiza las respuesta del sistema ante diferentes situaciones, de forma similar a cómo se hizo en el capítulo de simulación 2.

Durante el periodo de vuelo se realizaron diferentes pruebas para testear el comportamiento del cuadricóptero ante diferentes situaciones como se muestra a continuación. Esta prueba fue ejecutada durante un día con viento medio, lo que puso a prueba el control y complicó la toma de datos.

6.1 Ascenso

Durante la prueba de vuelo, lo primero que se realiza es un ascenso de 0 a 4.5 m. Este ascenso es útil para ver cómo se comporta el control de altura.

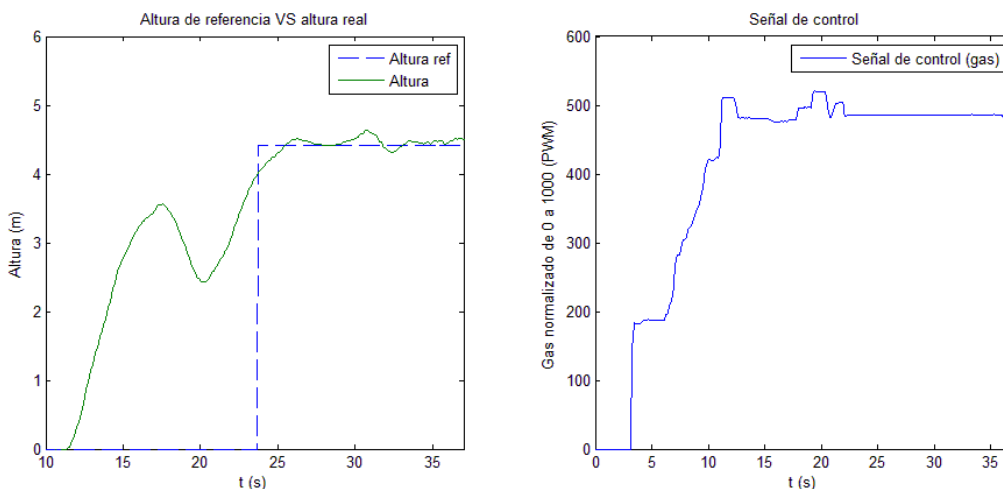


Figura 6.2 Vuelo de ascenso. Altura y gas.

En la gráfica que muestra el ascenso del cuadricóptero durante el periodo 12-35 s, Figura 6.2, se observa la altura deseada frente a la altura real, a la izquierda, y una media del esfuerzo de control, gas, que se aplica para

conseguir alcanzar el valor de la altura deseada, a la derecha.

Durante el ascenso, se pueden apreciar diferentes etapas:

- Ascenso aproximadamente constante hasta 3.5 m.
- Descenso hasta 2.5 m.
- Ascenso hasta alcanzar la altura de referencia, 4.5 m.

El valor del controlador permanece aproximadamente constante hasta el momento en que el cuadricóptero pierde altura. Esta pérdida de altura fue causada por una racha de viento que inclinó repentinamente la aeronave haciendo que perdiera parte de la componente vertical de la fuerza que sustenta la aeronave. En la gráfica de la derecha se observa cómo el controlador reacciona ante esta pérdida de altura aumentando el valor de actuación y finalmente volviendo a un valor aproximadamente de 500.

Este valor de 500, es el valor de gas en PWM que necesitan los motores para mantener el cuadricóptero en vuelo estacionario a 4.5 m de altura.

6.2 Vuelo estacionario

El vuelo estacionario consiste en permanecer de forma permanente en un punto fijo del espacio,



Figura 6.3 Imagen tomada durante el vuelo estacionario.

Para conseguir volar de forma estacionaria se necesita que el cuadricóptero mantenga una altura determinada y, además, que esté estabilizado tanto en roll, pitch y yaw.

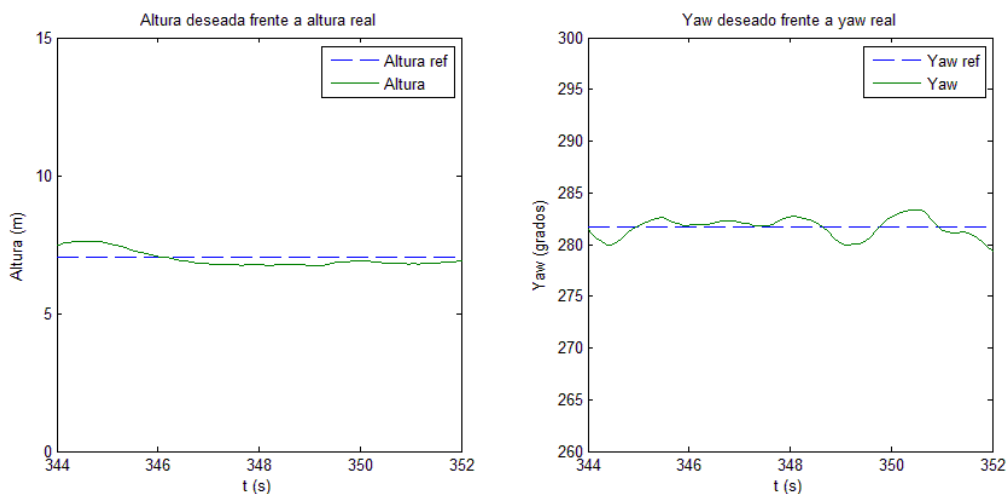


Figura 6.4 Vuelo estacionario. Altura y yaw.

En los datos obtenidos para la altura y yaw, Figura 6.4, se observa cómo ambos se mantienen en el entorno de la altura y yaw de referencia. Se observan algunas perturbaciones corregidas rápidamente por el controlador.

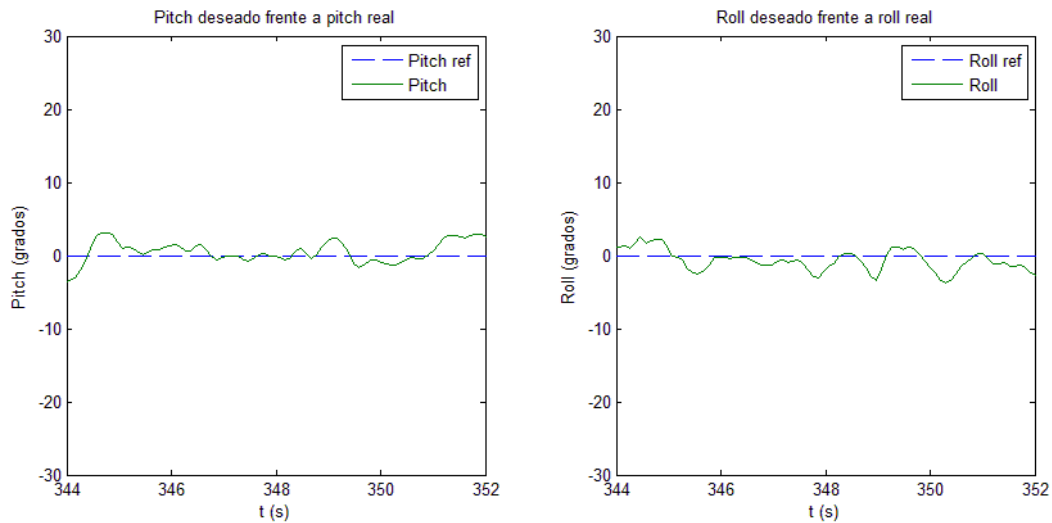


Figura 6.5 Vuelo estacionario. Pitch y roll.

Como se puede apreciar en la Figura 6.5, el comportamiento que se obtiene para pitch y roll es muy parecido a los anteriores. Debido a que se tiene un vuelo estacionario, el ángulo de ambos se intenta mantener siempre en el entorno del 0 para así, de esa manera, conseguir un vuelo estabilizado.

Este comportamiento que se observa, a primera vista oscilatorio, es completamente normal debido a que el sistema siempre está sometido a ciertas perturbaciones. En este caso había, a veces, rachas de viento, que tienen que ser corregidas por los controladores, lo que hace que el sistema parezca que presenta oscilaciones, pero en realidad el vuelo era completamente estable.

6.3 Vuelo siguiendo una trayectoria rectangular

A igual que en las simulaciones anteriores, capítulo 3.5.1, el movimiento de avance se consigue decrementando el ángulo de pitch, de forma que aparezca una componente horizontal de la fuerza resultante que haga avanzar al cuadricóptero, aunque la componente en z se verá reducida. Para mantener la altura, el controlador debe reaccionar aumentando la acción de control para contrarrestar la pérdida de la componente en z de la fuerza resultante. El movimiento de desplazamiento lateral se consigue incrementando el ángulo de roll y el comportamiento que se obtiene es el mismo que en el caso de pitch.

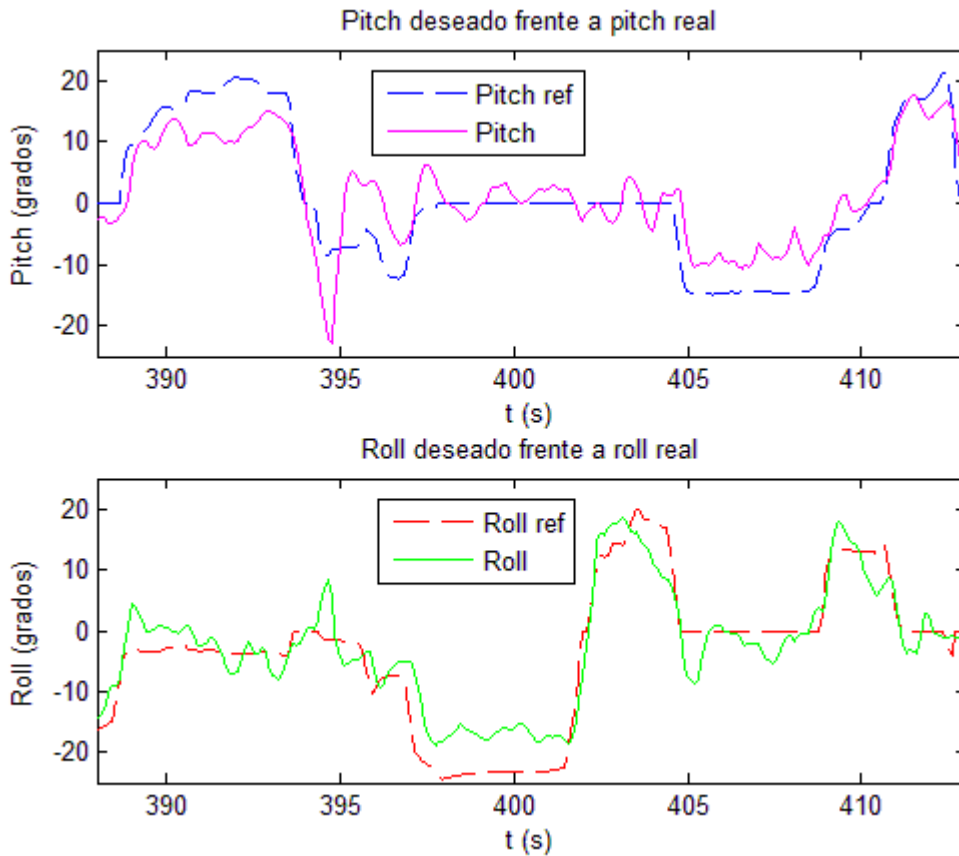


Figura 6.6 Trayectoria rectangular. Pitch y roll.

Analizando la toma de datos de la Figura 6.6 se distinguen dos zonas.

- Movimiento de retroceso, 388 a 397 s. Lo que se observa es un aumento del ángulo de Pitch a la vez que el ángulo de roll permanece nulo, con esto se consigue un desplazamiento hacia atrás del cuadricóptero. Una vez finalizo el desplazamiento se tiene un ángulo de pitch negativo para eliminar la inercia que lleva el cuadricóptero al final del movimiento y conseguir pararlo.
- Movimiento lateral, 397 a 405 s. A continuación, comienza el movimiento lateral disminuyendo el ángulo de roll a la vez que el ángulo de pitch permanece nulo, de esta manera el cuadricóptero se desplaza hacia la izquierda.

Para completar la trayectoria rectangular el cuadricóptero realiza este mismo procedimiento en sentido inverso, es decir, disminuye el ángulo de pitch para avanzar mientras el de roll permanece constante y a continuación, aumenta el ángulo de roll a la vez que el de pitch permanece constante.

7 CONCLUSIONES

7.1 Conclusión final

El objetivo de este proyecto era la obtención de un modelo no lineal de un cuadricóptero, el diseño de control necesario para su estabilidad, y finalmente, su fabricación.

Para ello se presentó en el capítulo 1 información actualizada de los RPAS, mostrando los diferentes tipos que existen y una visión general de la normativa aplicable. Este capítulo fue clave para la selección del tipo de RPAS a utilizar, el cuadricóptero, debido a que es capaz de mantenerse en un punto fijo, lo que facilita ciertas tareas futuras como podría ser la toma de imágenes.

El modelado del cuadricóptero obtenido en el capítulo 2, junto con el diseño de la técnica de control, capítulo 3, basada en PID en cascada, permiten crear un simulador adaptable para otros multicopteros. Esto sirve de ayuda a la hora de la selección de componentes para el diseño de la aeronave pues sería posible simular parámetros de diseño como el tiempo de vuelo estimado para una carga de peso establecida, o el empuje máximo. Cabe destacar que la caracterización utilizada en el modelo fue realizada por Tomás Jiinec [2] para un cuadricóptero similar.

Tanto el desarrollo del modelo no lineal del cuadricóptero como del controlador fueron totalmente satisfactorios y cien por cien funcionales. A pesar de que no se desarrollara en concreto para el cuadricóptero fabricado en este proyecto, la adaptación del modelo para otro cuadricóptero pasaría simplemente por la caracterización de este.

La información de los componentes que se presenta en el capítulo 4 es esencial para su selección y la construcción del cuadricóptero. Esto permitió adquirir un conocimiento básico sobre los diferentes componentes necesarios para la fabricación de un cuadricóptero. Cabe señalar que esta selección de componentes se realizó de manera adecuada eligiendo, además, componentes superiores a los requerimientos mínimos por precaución, lo que se traduce en un vuelo sin incidentes o anomalías en ninguno de los sistemas.

La duración de vuelo resultó ser aproximadamente de 15 min para un vuelo tranquilo, donde cada motor tenía una demanda inferior a 7 A. Esto cumple el requisito establecido para la selección de los componentes ya que estos fueron elegidos para obtener una autonomía de 4 min a potencia máxima (unos 12 min a media potencia).

7.2 Trabajo futuro

A medida que he ido investigando más sobre el campo de los RPAS me he dado cuenta de lo inmenso que es este campo de investigación teniendo que dejar como trabajos futuros algunas tareas que escapaban al control de este trabajo.

Es por eso que se propone como trabajo futuro la identificación completa del cuadricóptero incluyendo todos sus sistemas, lo que permitiría realizar simulaciones más exactas y diseñar de forma más precisa las técnicas de control comentadas en el capítulo 3.1.

Si se quiere aplicar el controlador diseñado, es necesario programar la táctica de control en tiempo discreto. Para ello se propone bien la modificación del código utilizado en APM para adaptarlo a este propósito o bien la utilización de una electrónica que permita correr un SO Linux como podría ser Raspberry pi.

Además, utilizando una Raspberry pi, sería posible programar el control del cuadricóptero utilizando ROS (Robotics Operating System) lo que permitiría el desarrollo de técnicas de visión por computador, algoritmos de SLAM o la implementación de fusión de datos de una manera más sencilla y rápida.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] E. robotista, «Modelado de un motor de corriente directa,» *El robotista*, 2017.
- [2] T. Jiinec, «Stabilization and Control of Unmanned Quadcopter,» *Lulea University of Technology*, p. 106, 2011.
- [3] L. E. R. Paredes, «Diseño y construcción de un módulo de control PID para la estabilización de un cuadricóptero,» *Escuela Politécnica Nacional*, p. 215, 2014.
- [4] S. Bouabdallah, «Towards Autonomous Indoor Micro VTOL,» p. 13, 2005.
- [5] H. Bolandi, «Attitude Control of a Quadrotor with Optimized PID Controller,» *Intelligent Control and Automation*, p. 8, 2013.
- [6] R. L. A. D. Pedro Castillo, «Stabilization of a Mini Rotorcraft with Four Rotors,» p. 11, 2005.
- [7] M. d. L. C. d. Oliveira, «Modeling, Identification and Control of a Quadrotor Aircraft,» *Luleå University of Technology*, p. 76, 2011.
- [8] F. R. M. O. R.A. García, «Robust PID Control of the Quadrotor Helicopter,» *Universidad de Sevilla*, p. 6.
- [9] Embention, «www.embention.com,» 16 Marzo 2018. [En línea]. Available: <https://www.embention.com/es/news/control-adaptativo-y-sus-aplicaciones/>.
- [10] A. M. S. Mostafa Mohammadi, «Adaptive Nonlinear Stabilization Control for a Quadrotor UAV: Theory, Simulation and Experimentation,» p. 18, 2013.
- [11] ArduPilot, «ardupilot.org,» [En línea]. Available: <http://www.ardupilot.org/copter>.
- [12] A. M. José Manuel, *El sistema RPAS: Historia, presente y retos futuros*, Huelva: Máster RPAS.
- [13] A. M. José Manuel, *Despliegue y aplicaciones de RPAS*, Huelva: Máster RPAS.
- [14] A. David, «Los 'drones' de israel vigilan la guerra en Siria,» 10 Octubre 2013.
- [15] M. Javier, «futurizable,» 5 Agosto 2016. [En línea]. Available: <http://futurizable.com/drones>.
- [16] S. Ernesto, «xdrones, tipos de drones que existen, clasificación de drones, categorías de drones,» 2017. [En línea]. Available: <http://www.xdrones.es/tipos-de-drones-clasificacion-de-drones-categorias-de-drones/>.
- [17] V. R. Alfonso, *RPAS de Ala Rotatoria*, Huelva, Máster RPAS.

- [18] A. Eduardo, «El sistema RPA en el ámbito militar,» Huelva, Máster RPAS, 2016.
- [19] M. Manuela, «RPAS at the national legal level,» Huelva, Máster RPAS, 2017.
- [20] M. Manuela, «RPAS and social dimension,» Huelva, Máster RPAS, 2017.
- [21] L. Teppo, *Modelling and control of quadcopter*, Espoo, 2011.
- [22] G. Andrew, «Quadcopter Dynamics and Simulation,» 23 Noviembre 2012. [En línea]. Available: <http://andrew.gibiansky.com/blog/physics/quadcopter-dynamics/>.
- [23] M. Nathan, *Quadrotor Modeling and Control*, Carnegie Mellon University, 2014.
- [24] V. R. Guilherme, *Modelado y control de un helicóptero quadrotor*, Sevilla, 2007.
- [25] G. O. Manuel, *Modelling and simulation of rotorcraft*, Huelva, Máster RPAS, 2017.
- [26] Z. Delzy, «midronepro,» 5 Enero 2016. [En línea]. Available: <http://www.midronepro.com/spreading-wings-s1000-potencia-cinematografica/>.
- [27] Drita, «engadget,» [En línea]. Available: <http://es.engadget.com/2015/11/17/parrot-bebop-2/>.
- [28] NASA, «nasa.gov,» 28 Febrero 2014. [En línea]. Available: <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-098-DFRC.html>.
- [29] «Israeli-weapons,» [En línea]. Available: www.israeli-weapons.com.
- [30] C. David, «theaviationist,» 14 Mayo 2013. [En línea]. Available: <https://theaviationist.com/tag/northrop-grumman-x-47b/page/2/>.
- [31] Elimco, «elimco,» [En línea]. Available: http://www.elimco.com/p_UAV-E500_25.html.
- [32] I. Defense, «defenseindustrydaily,» [En línea]. Available: <http://www.defenseindustrydaily.com/field-report-on-raven-shadow-uavs-from-the-101st-01487/>.
- [33] M. Jaime, «todrone,» 22 Abril 2016. [En línea]. Available: <http://www.todrone.com/thales-fulmar/>.
- [34] «DIY DRONES,» [En línea].
- [35] Embention, «embention,» [En línea]. Available: <https://www.embention.com/en/projects/hada-helicopter-adaptive-aircraft/>.
- [36] Acturus, «acturus-uav,» [En línea]. Available: <http://arcturus-uav.com/>.
- [37] OTAN, «Strategic Concept of Employment for Unmanned Aircraft Systems in NATO,» 2012.
- [38] M. Vergara, *Tecnología de Baterías*, Valparaíso, Universidad Técnica Federico Santa María, 2016.
- [39] MAVLink protocol, «mavlink.io,» [En línea]. Available: <https://mavlink.io/en/>.

- [40] ETSI, «Sistemas de control por realimentación,» *Apuntes de Fundamentos de control automático*, vol. 6, p. 30.
- [41] V. Mazzone, «Control automático 1,» *Automatización y Control Industrial*, p. 12, 2002.
- [42] worldbulletin, «worldbulletin,» 2015. [En línea]. Available: <http://www.worldbulletin.net/haber/155642/drone-sales-to-gulf-will-surge-after-us-eases-export-policy>.
- [43] Skywalker, «tyaga,» [En línea]. Available: <http://m.tyaga.com.ua/shop/Letayuschee-kryilo-dlya-FPV-Skywalker-X8-KIT-p6432.html>.
- [44] 3dr, «thinqb,» [En línea]. Available: <http://thinqb.com/dronetube/3dr-solo-drone-quadcopter-3drobotics/>.
- [45] P. V. Blyenburgh, «Clasificación de RPAS en función de la altitud de vuelo».