

# ESCUELA POLITÉCNICA NACIONAL

FACULTAD DE INGENIERÍA ELÉCTRICA Y  
ELECTRÓNICA

DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE MINIDRONES (MINI UAVS)

DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE 2 PROTOTIPOS DE  
MINIDRONES

TRABAJO DE INTEGRACIÓN CURRICULAR PRESENTADO COMO  
REQUISITO PARA LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE INGENIERO EN  
ELECTRÓNICA Y AUTOMATIZACIÓN

JOE FRANCISCO GRANJA ESCOLA

[joe.granja@epn.edu.ec](mailto:joe.granja@epn.edu.ec)

DIRECTOR: Ing. Patricio J. Cruz, Ph.D.

[patricio.cruz@epn.edu.ec](mailto:patricio.cruz@epn.edu.ec)

DMQ, Agosto 2024

## **CERTIFICACIONES**

Yo, Joe Francisco Granja Escola declaro que el trabajo de integración curricular aquí descrito es de mi autoría; que no ha sido previamente presentado para ningún grado o calificación profesional; y, que he consultado las referencias bibliográficas que se incluyen en este documento.

---

**JOE FRANCISCO GRANJA ESCOLA**

Certifico que el presente trabajo de integración curricular fue desarrollado por Joe Francisco Granja Escola, bajo mi supervisión.

**Ing. PATRICIO JAVIER CRUZ DÁVALOS, PH.D.**  
**DIRECTOR**

## **DECLARACIÓN DE AUTORÍA**

A través de la presente declaración, afirmamos que el trabajo de integración curricular aquí descrito, así como el (los) producto(s) resultante(s) del mismo, son públicos y estarán a disposición de la comunidad a través del repositorio institucional de la Escuela Politécnica Nacional; sin embargo, la titularidad de los derechos patrimoniales nos corresponde a los autores que hemos contribuido en el desarrollo del presente trabajo; observando para el efecto las disposiciones establecidas por el órgano competente en propiedad intelectual, la normativa interna y demás normas.

Joe Francisco Granja Escola

Dr. Andrés Rosales Acosta (Director DTIC)

Dr. Patricio Javier Cruz Dávalos (Director TIC)

## **DEDICATORIA**

A mis padres, por su amor y apoyo incondicional en cada paso de mi vida, y a todos los que creyeron en mí, por su inspiración y no dejarme nunca caer.

## **AGRADECIMIENTO**

A la Escuela Politécnica Nacional por abrirme sus puertas y permitirme crecer de forma académica y personal.

Agradezco a mi familia, especialmente a mis padres Juan y Cecilia y mis hermanos Karla y Juan cuyo ejemplo me ha permitido seguir un camino de perseverancia, dedicación y esfuerzo, inspirándome a alcanzar mis metas y a superar cualquier desafío con valentía y determinación.

A los profesores que me han forjado con su conocimiento, especialmente al director de este trabajo PhD. Patricio Cruz, que acepto brindarme su orientación para la culminación de este trabajo y me apoyo a pesar de todas las dificultades.

Por último, agradezco a los amigos que forme a lo largo de mi estadía dentro de las aulas, Steven, Samuel, Juan Diego, Javier, Martin, Mateo, Andrés, Luis y Zachary, que siempre tuvieron una palabra de aliento y fueron motivo de alegrías cuando más difícil era sonreír.

## ÍNDICE DE CONTENIDO

CERTIFICACIONES .....	I
DECLARACIÓN DE AUTORÍA .....	II
DEDICATORIA .....	III
AGRADECIMIENTO .....	IV
ÍNDICE DE CONTENIDO .....	V
RESUMEN .....	VIII
ABSTRACT .....	VIII
1 INTRODUCCIÓN .....	1
1.1 OBJETIVO GENERAL.....	2
1.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS .....	2
1.3 ALCANCE.....	2
1.4 MARCO TEÓRICO .....	3
1.4.1 CLASIFICACIÓN DE LOS UAV.....	3
1.4.2 MINI UAV.....	4
1.4.3 MINI UAV DE ROTOR GIRATORIO Y DE ALA FIJA .....	5
1.4.4 APLICACIONES DEL MINI UAV DE ROTOR GIRATORIO.....	7
1.4.5 COMPONENTES DE LOS MINI UAV DE ROTOR GIRATORIO.....	9
1.4.6 CUADRICÓPTERO .....	15
1.4.7 HEXACÓPTERO.....	16
2 METODOLOGÍA .....	17
2.1 MODELACIÓN DEL MINI UAV TIPO CUADRICÓPTERO .....	17
2.1.1 MODELADO CINEMÁTICO DEL CUADRICÓPTERO .....	19
2.1.2 MODELADO DINÁMICO DEL CUADRICÓPTERO .....	21
2.2 MODELACIÓN DEL MINI UAV TIPO HEXACÓPTERO.....	24
2.2.1 MODELADO CINEMÁTICO DEL HEXACÓPTERO.....	25
2.2.2 MODELADO DINÁMICO DEL HEXACÓPTERO.....	26
2.3 PARÁMETROS DE LOS MINI UAV .....	29
2.4 IMPLEMENTACIÓN DE LOS MODELOS MATEMÁTICOS EN MATLAB SIMULINK .....	31
2.5 ANÁLISIS DE COSTOS PARA LA IMPLEMENTACIÓN DE LOS MINI UAV.....	35
3 RESULTADOS, CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES .....	38
3.1 RESULTADOS INICIALES .....	38

3.1.1	PRUEBAS INICIALES EN EL CUADRICÓPTERO .....	39
3.1.2	PRUEBAS INICIALES EN EL HEXACÓPTERO .....	40
3.1.3	AJUSTES A LOS MODELOS DE LOS UAV .....	41
3.2	PRUEBAS DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE .....	44
3.2.1	DESPEGUE Y ATERRIZAJE DEL CUADRICÓPTERO .....	44
3.2.2	DESPEGUE Y ATERRIZAJE DEL HEXACÓPTERO .....	46
3.3	CONCLUSIONES.....	48
3.4	RECOMENDACIONES .....	50
4	REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....	51
5	ANEXOS .....	57
	ANEXO I.....	58
	ANEXO II.....	62
	ANEXO III.....	66
	ANEXO IV .....	68

## RESUMEN

El presente trabajo de integración curricular tiene como objetivo presentar 2 modelos matemáticos de mini UAV (vehículos aéreos no tripulados), de tipo rotor giratorio, específicamente un cuadricóptero y un hexacóptero, con el fin de obtener una plataforma de simulación dentro del entorno de Simulink para pruebas de despegue y aterrizaje y futuro desarrollo de algoritmos de control. Los modelos son simulados a partir del análisis cinemático y dinámico de estas aeronaves, estudiando las diferentes configuraciones que pueden tener, revisando ecuaciones de dinámica de vuelo y efectos aerodinámicos que pueden sufrir para darle mayor fidelidad a los resultados. Para ello a cada vehículo modelado se le aplican pruebas similares y se obtienen sus diferencias de desempeño. Adicionalmente, el trabajo contiene un análisis de las características que permiten considerar a un UAV dentro de la categoría mini, así como las normativas para su construcción dentro de parámetros establecidos por los organismos especializados y las diferentes aplicaciones en los que pueden ser integrados. Se incluye además una guía de los componentes tanto mecánicos como electrónicos que integran el vehículo aéreo, realizando un análisis de costos para determinar si construir la plataforma resulta rentable.

**PALABRAS CLAVE: Cuadricóptero, Hexacóptero, Modelo Cinemático UAV, Modelo Dinámico UAV, Simulación UAV**



## **ABSTRACT**

The present integration project aims to present two mathematical models of mini UAVs (unmanned aerial vehicles) of the rotary-wing type, specifically a quadcopter and a hexacopter, in order to create a simulation platform within the Simulink environment for take-off and landing tests and future control algorithm development. The models are simulated based on the kinematic and dynamic analysis of these aircraft, studying the different configurations they may have, reviewing flight dynamics equations, and the aerodynamic effects they may experience to enhance the fidelity of the results. Each modeled vehicle experiment similar tests to identify performance differences. Additionally, the project includes an analysis of the characteristics that classify a UAV as mini, as well as the construction standards within parameters established by specialized organizations and the various applications they can be integrated into. A guide to the mechanical and electronic components of the aerial vehicle is also included, along with a cost analysis to determine if constructing the platform is profitable.

**KEYWORDS: Quadcopter, Hexacopter, Kinematic UAV Model, Dynamic UAV Model, UAV Simulation**

# 1 INTRODUCCIÓN

El desarrollo de vehículos aéreos no tripulados (UAVs - Unmanned Aerial Vehicles), ha buscado la optimización de sus componentes y su eficiencia operacional, es así que los drones al final de su construcción lograban alcanzar una masa total mayor a los 100 kg. Con la innovación de la miniaturización de la electrónica se creó una nueva clasificación de los vehículos aéreos no tripulados, los micro y mini UAVs [1]. Estos nuevos vehículos aéreos de tamaño reducido representan una gran cantidad de aplicaciones no solo militares sino también civiles y comerciales según su rango de operación en altitud, tiempo de vuelo, operación lejos de la zona de control, carga al despegue, y carga útil. Todas estas características que se podrían definir acorde al tamaño del vehículo.

Adicionalmente, el tamaño, configuración y componentes del vehículo aéreo definen su autonomía y funcionamiento. Es por ello que al momento de diseñarlo y seleccionar los componentes que poseerá, de forma intrínseca se construye el modelo en que se regirá su vuelo y al poseer este modelo se puede definir su control para el correcto desempeño en tareas o en vuelo libre [2].

Durante las 3 últimas décadas se han desarrollado más de 1000 modelos distintos en alrededor de 50 países, siendo los mini y micros UAV los que mayor atención han recibido ya que representan un menor costo, mayor maniobrabilidad y menor tiempo en manutención. Algunas de las aplicaciones civiles en las que más se han desplegado este tipo de drones son: monitoreo preventivo, búsqueda y rescate de víctimas en accidentes filmación aérea, estudio geológico, pronóstico del clima, evaluación de la contaminación, monitoreo de radiación y detección de incendios. Por otra parte, en el aspecto militar permiten la vigilancia y reconocimiento a corta distancia en campos de batalla confinados o en entornos urbanos [2].

Distintas son las organizaciones que se encargan de gestionar y regular el uso de drones en la actualidad alrededor del mundo. Mientras los drones sigan en desarrollo estos entes definirán los parámetros en los que un vehículo aéreo pueda estar en la categoría de "mini". Por ello al momento de su desarrollo es importante seguir la norma establecida para no incurrir en violaciones de uso de espacio aéreo. Por lo cual es de gran importancia conocer los diferentes tipos de configuraciones que un dron puede poseer, los elementos que puede incluir para su funcionamiento según la aplicación para definir un modelo matemático que facilitarán su funcionamiento y control.

## **1.1 OBJETIVO GENERAL**

Estudiar y diseñar dos modelos de mini UAV de tipo multi-rotor giratorio, desarrollar su modelo matemático y definir sus propiedades constructivas.

## **1.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS**

1. Estudiar las distintas metodologías de vuelo que los Mini UAV poseen según su configuración
2. Estudiar las características físicas y configuraciones de los distintos modelos que definen a un Mini UAV.
3. Definir el rango de funcionamiento con respecto a la altura y peso de los mini UAV según la norma americana.
4. Definir la aplicación primordial de los Mini UAV según sus características físicas.
5. Diseñar dos modelos de Mini UAV que busquen satisfacer las aplicaciones definidas, los modelos se definirán tras analizar las distintas ventajas y desventajas que poseen entre sí.
6. Definir los distintos elementos electrónicos y mecánicos que los UAV integrarán en su diseño
7. Estudiar y desarrollar el modelo matemático de los Mini UAV diseñados.
8. Analizar los resultados obtenidos por los modelos obtenidos ante iguales condiciones y pruebas de funcionamiento.
9. Realizar un análisis de costos para definir si la construcción de los Mini UAV es factible.

## **1.3 ALCANCE**

Se realiza el estudio de la historia y el estado del arte de los Mini UAV que abarque las distintas normas actuales para su construcción y su uso.

Se realiza el estudio de las características mecánicas y eléctricas de los Mini UAV, que componen posición de los rotores, forma de los alerones, capacidad de tiempo en vuelo, capacidad de despegue, resistencia a cambios climatológicos, etc.

Se realiza el estudio de la clasificación de los Mini UAV y sus aplicaciones para definir la aplicación ideal y que pueda ser adaptado al control de despegue y aterrizaje, así como también al control de vuelo y seguimientos de trayectoria.

Se realiza el estudio de los componentes que integran un Mini UAV para limitar el peso que puedan ocupar dentro del dron, así como el precio que la fabricación e importación de componentes pueda alcanzar.

Se desarrollan dos modelos de Mini UAV de rotor giratorio (cuadricóptero y hexacóptero) y se analizaran su construcción con diferentes posiciones del rotor.

Se desarrolla el modelo matemático de Mini UAV de rotor giratorio diseñados (cuadricóptero y hexacóptero).

Se utiliza el software de simulación SimuLink de Matlab para que con una condición de despegue y aterrizaje validar los modelos obtenido.

Se realizan pruebas de despegue en las mismas condiciones para los dos tipos de mini UAV diseñados para observar su comportamiento y ventajas que puedan tener uno sobre el otro.

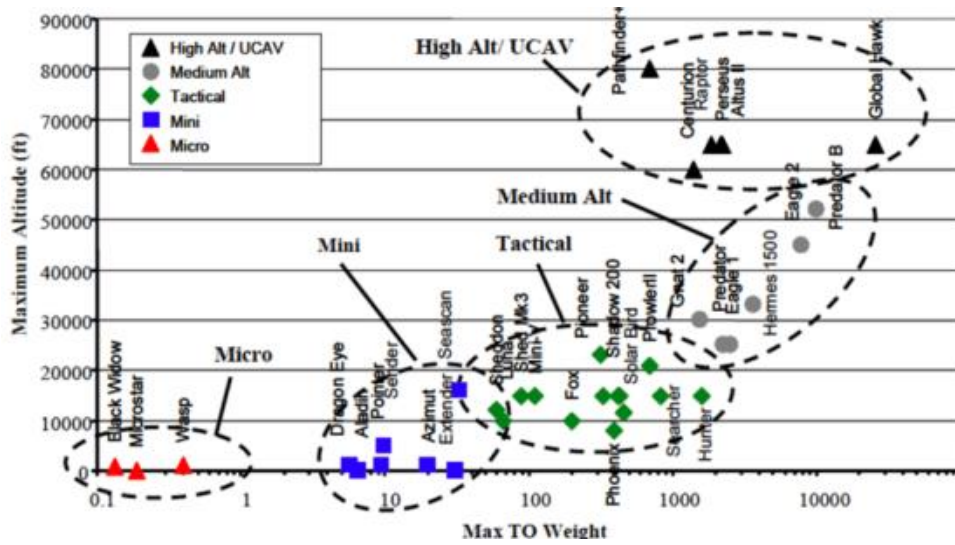
Se realiza el análisis de costos que concluyan si el modelo a implementar es factible.

## **1.4 MARCO TEÓRICO**

En esta sección, se expone una breve introducción a los sistemas aéreos no tripulados, los componentes mecánicos y eléctricos que poseen, se explicará las normas que definen el rango de un mini UAV, y las aplicaciones que estos pueden poseer.

### **1.4.1 CLASIFICACIÓN DE LOS UAV**

Un UAV se define como un vehículo que puede atravesar el espacio aéreo sin necesidad de tripulación a bordo, que puede controlarse de forma remota y puede volar de forma autónoma. Se los puede clasificar según los parámetros de duración de tiempo de vuelo, rango de operación, altitud máxima de operación, peso de carga, etc. Estos parámetros definen distintos tipos de drones como son: HALE (High Altitude Long Endurance) UAV, MALE (Medium Altitude Long Endurance) UAV, tácticos, mini y micros [1].



**Figura 1.1** Rango de operación de los distintos tipos de UAV [1]

En la Figura 1.1 se observa el rango de masa y altura en la que pueden trabajar los distintos tipos de UAV. Este trabajo se enfoca particularmente en el tipo mini.

### 1.4.2 MINI UAV

El mini UAV es una reducción en la escala del UAV, que significa un rango distinto de operación y por consiguiente diferentes aplicaciones. En un inicio se definió al mini UAV como un UAV con una envergadura menor a 1.50 [m], con el paso del tiempo se agregaron parámetros de clasificación como: altitud de operación, duración de vuelo, rango de operación desde la estación de control, carga máxima en despegue, carga útil y tamaño [1].

**Tabla 1.1** Parámetros para Mini y Micro UAV [3]

Categoría	Altitud de Operación [m]	Duración de vuelo [horas]	Rango de Operación [km]	Carga Máxima en Despegue [kg]
Mini	150-300	<2	<10	<30
Micro	250	1	<10	<0.10

Los valores presentados en la Tabla 1.1 pertenecen a los establecidos por la DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency). Aun así, distintos autores alrededor del mundo poseen distintas variaciones en los valores de estos parámetros por lo que la categorización de los Mini UAV permanece inconsistente.

Como se expuso en la Tabla 1.1 existen dos tipos de UAV que trabajan en un rango de altura similar, los denominados micro y mini, la diferencia que existe entre el peso de estos es de 300 %, ya que los mini UAV pesan por el orden de los gramos mientras que los micro UAV pesan en el orden de los kilogramos, es así que la tecnología que integran es muy distinta y sus configuraciones muy especiales ya que se basan en aves e insectos.

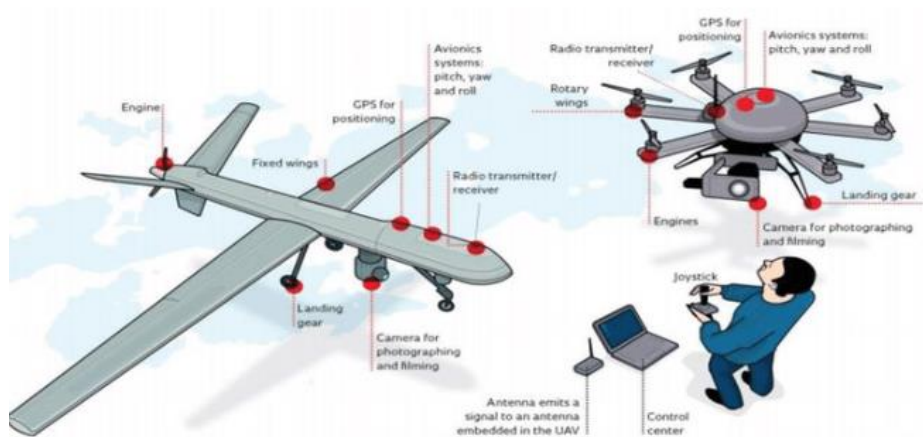
Actualmente para la construcción y operación de los mini UAV según la norma americana que viene dada por la Administración Federal de Aviación (FAA), dictamina la norma 107 para usuarios comerciales con la sección 44809 para usuarios recreativos. En la Tabla 1.2 se muestran las principales características de las normas.

**Tabla 1.2** Características de las normas de la FAA para mini UAV [4],

<b>Aspecto</b>	<b>Parte 107 (Comercial)</b>	<b>Sección 44809 (Recreativo)</b>
Peso de operación del vehículo aéreo	<25 Kg >0.25 Kg	<25 Kg >0.25 Kg
Altura de operación del vehículo aéreo	Hasta 120 m	Hasta 120 m
Registro	Obligatorio	Obligatorio
Vuelo Nocturno	Permitido con luces anti coalición	Permitido con luces anti coalición
Identificación remota	Obligatoria	No obligatoria
Permiso de espacio aéreo	Si requiere	Solo en espacio controlado

### 1.4.3 MINI UAV DE ROTOR GIRATORIO Y DE ALA FIJA

Existen 2 modelos de mini UAV que se han popularizado durante el desarrollo de las naves no tripuladas: el de rotor giratorio, y el de ala fija. Estas dos topologías presentan varias características que los colocaron como las naves de referencia al momento de construir drones, además de ventajas en comparación a otras configuraciones.



**Figura 1.2** UAV de Ala Fija y Rotor Giratorio [5]

La Figura 1.2 presenta las distintas características y forma del UAV tanto de ala fija como de rotores giratorios. El mini UAV de ala fija posee alta velocidad y gran carga útil, especialmente han sido utilizados en aplicaciones de carácter militar y no son aptos para entornos estacionarios. Estos usan alas para poder ganar elevación, por lo general solo van en una dirección y no se mantienen estáticos en el aire, pero son capaces de recorrer distancias mayores y cubrir así una mayor área de operación.

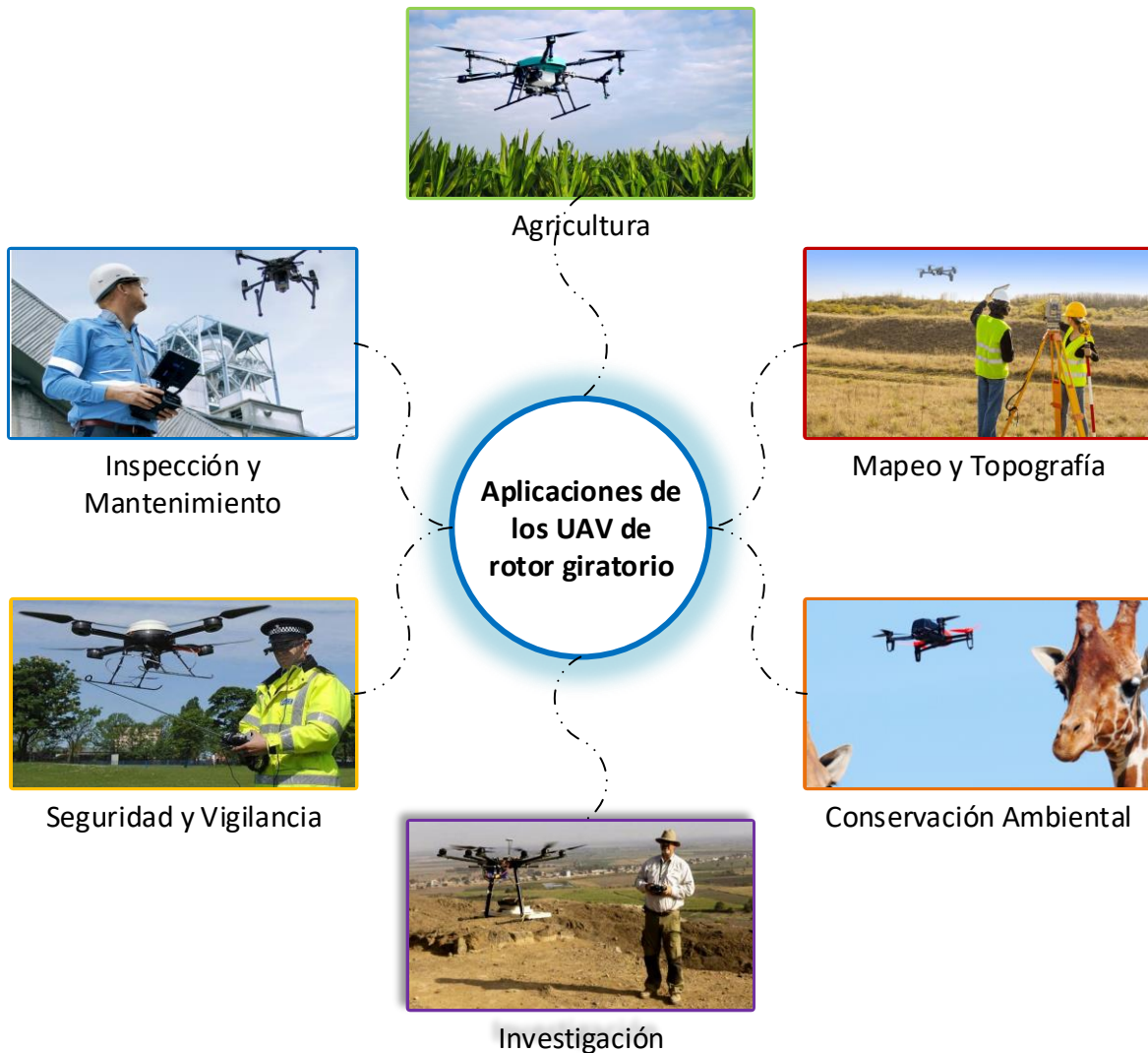
Por otro lado, los mini UAV de rotor giratorio se definen por el número de motores que posean en su arquitectura, esta arquitectura generalmente debe ser simétrica para ganar estabilidad. Justamente, esta característica es la que los diferencia de los vehículos de ala fija. Estos han ganado su campo de aplicación en monitoreo y vigilancia, ya que pueden mantenerse en un punto fijo por una mayor cantidad de tiempo; sin embargo, debido a su configuración, pierden velocidad y carga útil.

**Tabla 1.3** Comparación de características entre un UAV de ala fija y de rotor giratorio

Ala Fija		Rotor Giratorio	
Ventajas	Desventajas	Ventajas	Desventajas
Rango de operación	Coste	Fácil de usar	Tiempo de vuelo
Estabilidad en vientos adversos	Poca maniobralidad	Maniobralidad	
Duración de vuelo	Despegue	Versatilidad de aplicaciones	
		Portabilidad	
		Control	

La Tabla 1.3 muestra que las ventajas de los UAV de rotor giratorio son mayores por lo que los modelos desarrollados en este trabajo se basaran en esa arquitectura. Cabe mencionar que estas diferencias son expuestas de manera general para los distintos UAV no solo aquellos que entran en la categoría mini.

#### 1.4.4 APLICACIONES DEL MINI UAV DE ROTOR GIRATORIO



**Figura 1.3** Distintas aplicaciones de mini UAV tipo rotor giratorio [Autoría Propia]

Generalmente las aplicaciones de un mini UAV de rotor giratorio se basan en los elementos de captación y procesamiento de imágenes que se integren en su construcción, por lo que son utilizados en trabajos que necesiten un posicionamiento fijo, pero cuyas condiciones climáticas no sean adversas; ejemplos de varias aplicaciones se presentan en la Figura 1.3. y como desarrollan esta actividad.



## **Vigilancia y Control**

Debido a su estabilidad los mini UAV pueden ser desplegados en zonas de alto conflicto o inseguras para así poder monitorear constantemente y evitar o actuar adecuadamente en escenarios de crimen. [6]

## **Filmación y Fotografía**

Con el desarrollo de sistemas de cámaras de alta resolución las tomas aéreas han constituido una nueva forma de entorno audiovisual que permiten obtener fotografías y tomas con mayor encuadre y ya que un mini UAV no poseen velocidades altas y mantienen estabilidad en su vuelo, estas tomas no lucen distorsionadas. [6]

## **Agricultura**

Los mini UAV pueden monitorear constantemente zonas de cultivo para tomar acciones en caso de plagas; además pueden monitorear el ganado, así como mapear las zonas óptimas para el pastoreo. [6]

## **Mediciones de Contaminación y conservación ambiental**

Con un adecuado sistema de sensores, los mini UAV pueden crear mapas de emisión de gases contaminantes. Estos también pueden volar en zonas de recolección de desechos pudiendo evaluar las acciones para mitigar y reducir la polución. Además pueden monitorear fauna dando un seguimiento a especies en peligro de extinción [6]

## **Topografía y Mapeo**

Permiten la creación de mapas detallados de aéreas pequeñas, así como la generación de modelos tridimensionales de terrenos y estructuras para analizarlos y predecir ya sea su erosión o cambio. [7]

## **Milicia**

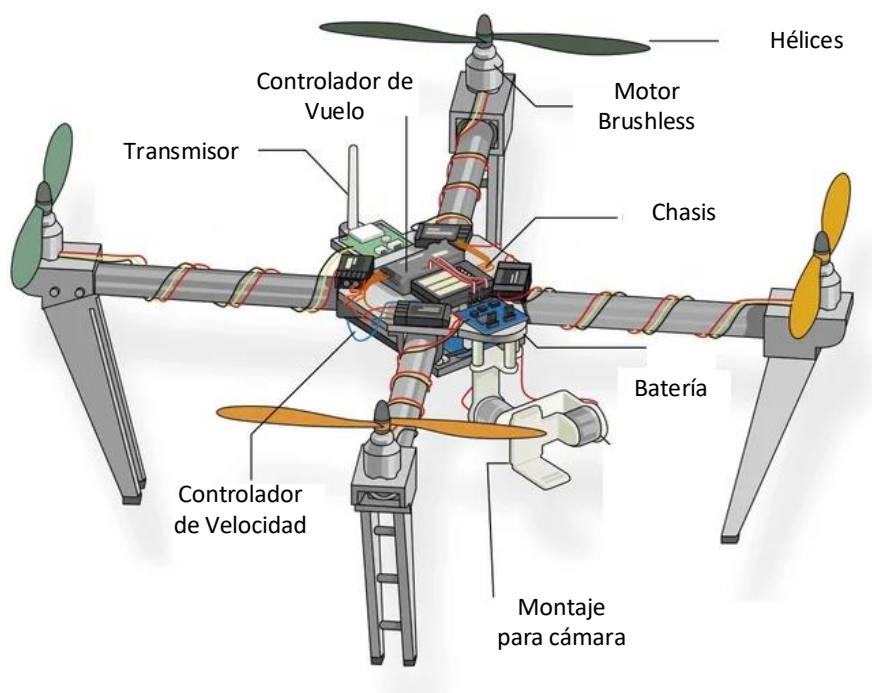
Al ser la industria que inicio el desarrollo de los vehículos aéreos no tripulados, las aplicaciones de la milicia representan el mayor fondo de inversión ya que buscan el monitoreo de zonas de conflicto para salvaguardar la mayor cantidad de vidas, entrega de suministros e incluso se usan en situaciones de emergencia [8].

Estas aplicaciones y muchas que no se han detallado muestran la versatilidad y utilidad de los mini UAV de rotor giratorio en una amplia variedad de industrias y campos. La capacidad de estos drones para realizar tareas de manera eficiente y segura ha

revolucionado muchos sectores y sigue abriendo nuevas oportunidades a más desarrollo de los mismos.

#### 1.4.5 COMPONENTES DE LOS MINI UAV DE ROTOR GIRATORIO

Los UAV de rotor giratorio, están compuestos por una serie de componentes que les permiten volar, maniobrar y realizar sus funciones. A continuación, se presenta una descripción detallada de los principales componentes de estos UAV. En la Figura 1.4 se presenta la estructura de los principales componentes del vehículo aéreo de forma gráfica para distinguir su posicionamiento dentro del cuerpo.



**Figura 1.4** Componentes principales de un mini UAV tipo rotor giratorio [Autoría Propia]

A continuación, se explica de manera detallada el funcionamiento de los diferentes componentes. [9], [10]

#### Estructura del UAV

- **Chasis o Marco**

Es el esqueleto del dron, sostiene a todos los demás componentes, pero debe ser ligero para no agregar demasiado peso al vehículo, está construido por materiales resistentes.

- **Tren de Aterrizaje**

Es la estructura que permite al dron aterrizar sin mayores complicaciones, precautelando la seguridad de los demás componentes.

## **Propulsión**

- **Motores**

Los multirrotores se propulsan por un tipo de motor eléctrico conocidos como brushless, estos motores se caracterizan por una alimentación en corriente continua y que no poseen escobillas para realizar el cambio de la polaridad de sus bobinados.

- **Hélices**

Las hélices son unos de los componentes más importantes del UAV, ya que de ellas dependerá la fuerza de empuje, por esto, para un mismo motor seleccionado puede variar su eficiencia en función de la hélice que se asocie.

Las hélices son caracterizadas por dos parámetros que indican su comportamiento de vuelo.

- La longitud de las hélices, o distancia entre las puntas. Un tamaño de hélice mayor genera un mayor empuje, por consiguiente, podremos soportar más carga.
- El paso de la hélice, indica la distancia teórica que la hélice avanzará a lo largo del eje de rotación en una revolución completa, es capacidad de la hélice para mover el aire y generar empuje.

## **Controladores de Velocidad Electrónicos**

El variador de velocidad o ESC (Electronic Speed Controller), es un circuito electrónico que sirve para controlar la velocidad de giro de los motores, así como su dirección y servir como freno dinámico para éstos. Está compuesto por un circuito integrado que hace de puente entre el controlador de la aeronave y los motores.

## **Batería y Energía**

- **Batería**

También denominada batería Li-Ion o LIPO, es un dispositivo diseñado para almacenamiento de energía eléctrica, las baterías LiPo son ligeras en comparación con otras y pueden fabricarse en una gran variedad de tamaños y formas. Presentan una gran capacidad de almacenamiento de carga y ofrecen un alto nivel de densidad energética, es decir, la relación entre la cantidad de energía acumulada por unidad de volumen.

- **Cargador de Batería**

Encargado de recargar la energía eléctrica de la batería cada vez que sea necesario.

- **Placa de distribución de Energía**

O PBD se encarga de distribuir energía a los diferentes componentes desde la batería, considerando que ciertos elementos funcionan con distintas potencias y consumen más que otros.

## **Control y Navegación**

- **Controlador de Vuelo**

El controlador de vuelo es el cerebro de la aeronave, tiene la función de hacer girar los motores de la manera adecuada para poder conseguir el movimiento deseado por el piloto o seguir las directrices del programa en vuelo automático. Es un circuito de complejidad variable que dispone de una serie de entradas y salidas, actualmente pueden incluir una serie de sensores que determinan en tiempo real la posición de la aeronave. El controlador se encarga de procesar tanto la información recibida por los sensores como los datos de dirección para enviar las órdenes adecuadas a los motores para el correcto vuelo. Algunos llevan un simple giroscopio que indica la orientación en el espacio de la aeronave, no obstante, la mayoría de los controladores utilizados en la actualidad incorporan una Unidad de Medición Inercial o IMU (Inertial Measurement Unit). [11]

- **Unidad de Medición Inercial**

La IMU es un dispositivo electrónico capaz de medir y reportar tanto la velocidad de la aeronave, así como su orientación y las fuerzas gravitacionales que actúan sobre ella

- **GPS**

Es el sistema de posicionamiento global que proporciona la información de la ubicación en del dron con respecto al planeta para que el dron pueda hacer funciones autónomas.

- **Receptor RC**

Recibe las señales del control del transmisor que está operando el piloto en tierra.

- **Transmisor RC**

Transmite las señales del operador hacia el vehículo aéreo.

## **Sensores Adicionales**

- **Sensores De Proximidad**

Se utilizan para evitar colisiones y facilitar el aterrizaje

- **Cámara FPV y de Alta Resolución**




Proporciona una vista en primera persona (First Person View) para el operador.





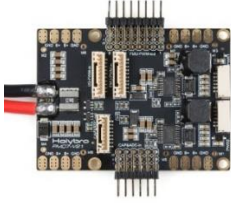
- **Controladores y Sensores de Carga útil**




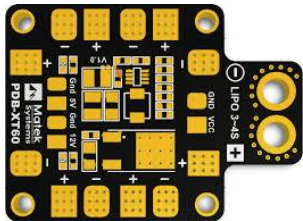

Se utilizan para manejar equipos adicionales como cámaras térmicas, sensores LIDAR, o dispensadores.


En la Tabla 1.4 se muestran estos diferentes elementos para reconocerlos de mejor manera

**Tabla 1.4** Elementos que componen al UAV de rotor giratorio

<b>Categoría</b>	<b>Componente</b>	<b>Ejemplo</b>
Estructura del UAV	Chasis	 <p>DJI F450 Frame Kit [12]</p>
	Tren de aterrizaje	 <p>Tall Landing Gear for DJI F450/F550 [13]</p>
Motores y Controladores	Motor	 <p>T-Motor F40 Pro III 2400KV [14]</p>

	Hélices	 <p>Gemfan 5045 3-Blade [15]</p>
	ESC	 <p>Hobbywing XRotor 40<sup>a</sup> [16]</p>
Batería y Energía	Batería LiPo	 <p>Tattu 4S 14.8V 1550mAh [17]</p>
	Cargador de Batería	 <p>ISDT Q6 Pro BattGo [18]</p>
Control y Navegación	Controlador de Vuelo	 <p>Pixhawk 4 Flight Controller [19]</p>
	Sensores IMU	Integrados en el controlador de vuelo

	GPS	 <p>Holybro M8N [20]</p>
	Receptor RC	 <p>FrSky X8R 8/16 Channel Receiver [21]</p>
	Transmisor RC	 <p>FrSky Taranis Q X7 [22]</p>
Componentes Electrónicos	PDB (Placa de Distribución de Energía)	 <p>Mateksys PDB-XT60 [23]</p>
Cámaray Transmisión	Cámara	 <p>DJI Zenmuse X5S [24]</p>

	Transmisor de Vídeo	 <p data-bbox="778 495 1278 562">ImmersionRC 5.8GHz 25mW/600mW Switchable Video Transmitter [25]</p>
--	---------------------	--

### 1.4.6 CUADRICÓPTERO

Los cuadricópteros, también conocidos como quadcopters, son unos de los vehículos aéreos no tripulados más populares. Su historia se remonta a los primeros experimentos con aeronaves verticales y ha evolucionado significativamente con el avance de la tecnología. El primer cuadricóptero de uso generalizado para investigación y desarrollo fue el "Draganflyer X6", lanzado en 2006. Este cuadricóptero se utilizó para fotografía aérea, videografía y otras aplicaciones profesionales.

#### Configuración de los cuadricópteros

Los cuadricópteros pueden tener diferentes configuraciones dependiendo de la orientación de los rotores y su disposición. Las configuraciones más comunes son las siguientes:

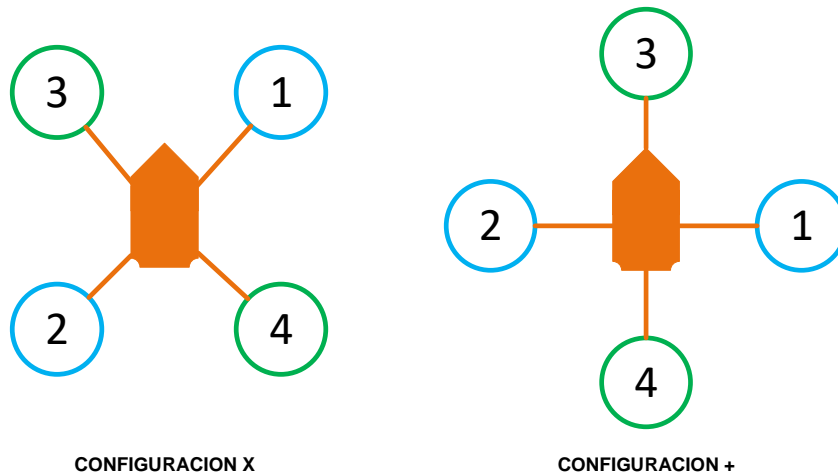
- **Configuración en X**

Los motores están dispuestos en los vértices de una cruz, formando una "X". Esta configuración proporciona una mejor distribución del peso y un control más preciso en los movimientos laterales y de rotación, es muy utilizada en drones de consumo y profesionales debido a su estabilidad y facilidad de control.

- **Configuración en +**

Los motores están dispuestos en los extremos de una cruz, formando una "+". Poseen una simplicidad en el diseño y en la programación del controlador de vuelo, es menos común que la configuración en X, pero se usa en algunas aplicaciones específicas y en prototipos. [27]





**Figura 1.5** Configuraciones de Vuelo en un Cuadricóptero [Autoría Propia]

En la Figura 1.5 se observa que el vehículo en las dos configuraciones está compuesto por 2 pares de motores (1-2), (3-4), para su funcionamiento esos pares deben funcionar de manera simultánea e inversa a su par contrario, es decir si un par gira en sentido horario, el otro deberá girar en sentido antihorario.

### 1.4.7 HEXACÓPTERO

Un hexacóptero es un vehículo multi-rotor que dispone de 6 motores, por lo tanto, está constituido por 6 variadores, 6 brazos y 6 hélices. Estos basan sus principios de vuelo similar al del cuadricóptero, estos han ganado popularidad debido a su estabilidad y capacidad de carga es por ello que son preferidos en aplicaciones en las que se necesite mayor precisión y estabilidad ya que incluso pueden funcionar en caso de que un motor falle [27]

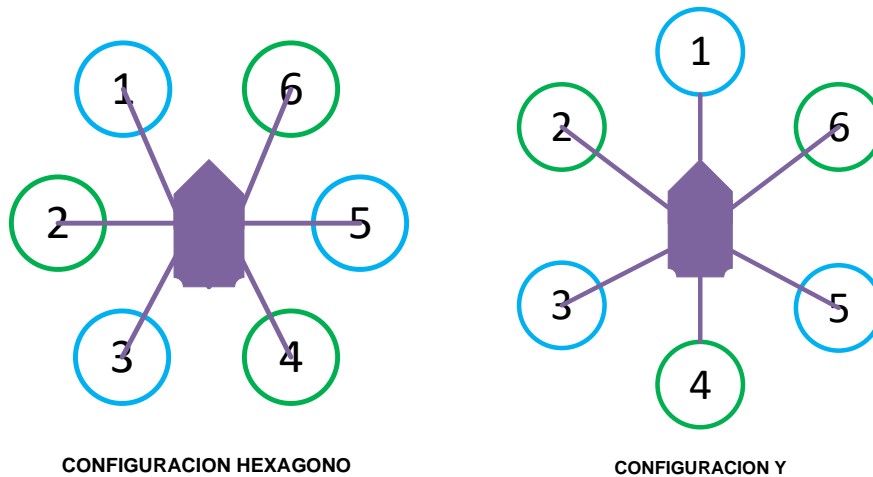
#### Configuraciones de los Hexacópteros

- **Configuración en Hexágono (Simétrica)**

En esta configuración los motores están dispuestos en los vértices de un hexágono, con ángulos iguales entre ellos, proporcionando una distribución de peso uniforme y una excelente estabilidad.

- **Configuración en Y**

En esta configuración los dos brazos tienen dos motores cada uno y un brazo tiene un motor, formando una forma de "Y", ofreciendo una mejor aerodinámica y reduciendo el peso en algunos diseños.



**Figura 1.6** Configuraciones de Vuelo en un Hexacóptero [Autoría Propia]

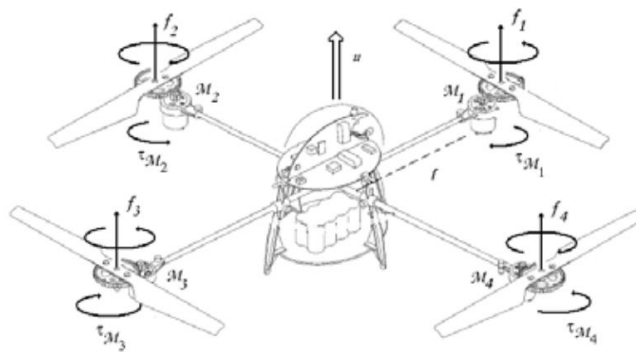
La Figura 1.6 muestra las diferentes configuraciones de un hexacóptero, y de igual forma que en el cuadricóptero está compuesto por dos conjuntos de motores, en este caso cada conjunto tiene 3 motores asociados, que también deben funcionar de manera simultánea e inversa a su conjunto contrario.

## 2 METODOLOGÍA

En esta sección se emplea un enfoque cualitativo, se analizan las dinámicas de movimiento tanto de cuadricóptero como del hexacóptero; para ello se recopila la información de distintos autores y en base a estos se realiza el análisis de movimiento y aerodinámica de los mini UAV, considerando los parámetros establecidos para que cumplan el peso y rango de operación para que puedan ser denominados dentro de la clasificación “mini”.

### 2.1 MODELACIÓN DEL MINI UAV TIPO CUADRICÓPTERO

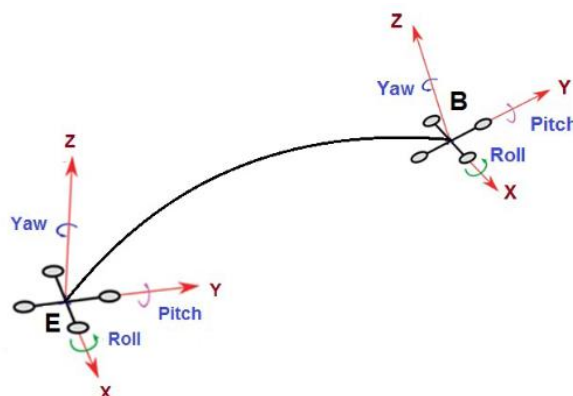
Como se mencionó en la Sección 1.4.6., el cuadricóptero se construye en base a los 4 actuadores que se controlan individualmente y que en conjunto producen un empuje. Para que el despegue se consiga dos de los motores deben rotar en direcciones opuestas, caso contrario el momento neto del centro de masa no será cero y esto producirá en movimientos no deseados. Por ello el cuadricóptero poseerá 2 configuraciones posibles “X”, y “+”, estas dos configuraciones mantienen rendimientos similares.



**Figura 2.1** Marcos de referencia y fuerzas en el cuadricóptero de configuración X [28]

Como se observa en la Figura 2.1, el cuadricóptero presenta 4 fuerzas distintas por cada rotor y con ello 3 diferentes tipos de rotaciones angulares:

- Roll  $\phi$  que se produce en el eje X que se genera al manipular los motores 1 y 3, mientras los otros 2 no cambian su velocidad. Está rotación también es conocida como movimiento de alabeo de izquierda a derecha.
- Pitch  $\theta$  que es la rotación en el eje Y, se produce al modificar las velocidades de los motores 2 y 4, mientras los otros permanecen sin cambio de velocidad. Este también conocido como cabeceo de adelante hacia atrás.
- Yaw  $\psi$  es la rotación en el eje Z, conocido como movimiento de guiñada, para ello los rotores 1 y 3 aumentan su velocidad mientras que 2 y 4 la disminuyen logrando así un cambio en la orientación del vehículo y de esta forma puede rotar sobre su eje.



**Figura 2.2** Sistemas de Referencia del cuadricóptero [29]

El modelado del sistema explica las diferentes fuerzas y momentos a través del tiempo para esto se considera:

- Rigidez de la estructura.
- Simetría de la estructura.
- Origen de coordenadas y centro de masa coincidentes.

Con esto en mente se consideran 2 sistemas de referencia, como se presenta en la Figura 2.2, el primero el fijo y segundo el inercial, así se presentan 12 estados del sistema

$$X = [x, \dot{x}, y, \dot{y}, z, \dot{z}, \phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}]^T \quad (2.1)$$

Estos estados muestran la posición y velocidad del dron en base al sistema referencial, además de las rotaciones angulares y su rapidez de cambio.

El modelo del cuadricóptero debe además considerar distintos efectos ocasionados por las fuerzas aerodinámicas que se especifican en la Tabla 2.1. Estos efectos también serán tomados en cuenta para el modelo del hexacóptero.

**Tabla 2.1.** Efectos físicos que actúan sobre un cuadricóptero y hexacóptero

Efecto	Fuente	Formulación
Efectos Aerodinámicos	Rotación de motores y giros de hélice	$C \Omega^2$
Pares inerciales opuestos	Cambio de velocidad	$J_R \dot{\Omega}$
Efectos de gravedad	Posición del centro de masa	$l$
Efectos giroscópicos	Cambio en la orientación del cuerpo	$J \dot{\theta} \psi$
	Cambio en la orientación del plano	$J_R \Omega \theta, \phi$
Fricción	Movimientos sobre un fluido	$C \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$

Donde  $C$ , representan términos constantes referentes a las propiedades constructivas del cuadricóptero,  $\Omega$  es la velocidad angular,  $J_R$  es el momento de inercia rotacional,  $l$  es la longitud desde el centro de masa hacia el rotor,  $J$  es el momento de inercia del cuerpo sólido.

### 2.1.1 MODELADO CINEMÁTICO DEL CUADRICÓPTERO

Varios son los métodos utilizados para analizar la rotación de un cuerpo sólido, los más conocidos son los ángulos de Euler, Cuaternios y los ángulos de Tait-Bryan. En este caso

se emplean los ángulos de Tait-Bryan y se utilizan los ángulos anteriormente mencionados roll, pitch y yaw. Para evitar singularidades y rotaciones excesivas estos ángulos serán delimitados a  $-\pi < \phi < \pi$  para el alabeo,  $-\frac{\pi}{2} < \theta < \frac{\pi}{2}$  para el cabeceo y  $-\pi < \psi < \pi$  para la guiñada.

Estas tres rotaciones de cosenos directores generan una matriz de rotación respecto al eje de inercia y expresa el movimiento de rotación del cuadricóptero como se expresa según [30].

$$R_I = R(z, \psi) \cdot R(y, \theta) \cdot R(x, \phi) \quad (2.2)$$

$$R_I = \begin{bmatrix} C_\psi C_\theta & C_\psi S_\theta S_\phi - S_\psi C_\phi & C_\psi S_\theta C_\phi + S_\psi S_\phi \\ S_\psi C_\theta & S_\psi S_\theta S_\phi + C_\psi C_\phi & S_\psi S_\theta C_\phi + C_\psi S_\phi \\ -S_\theta & C_\theta S_\phi & C_\theta C_\phi \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

De aquí en adelante, para simplificar la notación, se considera la nomenclatura  $C$  para referirse al coseno y  $S$  para el seno. Por propiedades de ortogonalidad, la matriz de rotación con referencia al eje de coordenadas fijo, es la transpuesta de  $R_I$

$$R_B = \begin{bmatrix} C_\psi C_\theta & S_\psi C_\theta & -S_\theta \\ C_\psi S_\theta S_\phi - S_\psi C_\phi & S_\psi S_\theta S_\phi + C_\psi C_\phi & C_\theta S_\phi \\ C_\psi S_\theta C_\phi + S_\psi S_\phi & S_\psi S_\theta C_\phi + C_\psi S_\phi & C_\theta C_\phi \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

La relación entre las velocidades angulares, se obtiene mediante el análisis

$$\dot{R}_I = R_I \cdot S(\omega) \quad (2.5)$$

$$S(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

Donde  $p, q, r$  son los componentes de las velocidades angulares en los ejes  $x, y, z$ , y  $S(\omega)$  es la matriz anti simétrica definida en [31]

Por otra parte, la cinemática rotacional se expresa con respecto a la relación de las velocidades generalizadas y a los ejes de las coordenadas del cuerpo utilizando la siguiente relación estándar cinemática según [32]

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \text{sen}\phi \tan\theta & \text{cos}\phi \tan\theta \\ 0 & \text{cos}\phi & -\text{sen}\phi \\ 0 & \text{sen}\phi \text{sec}\theta & \text{cos}\phi \text{sec}\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

Donde  $\eta = [\phi \ \theta \ \psi]^T$  y  $\omega = [p \ q \ r]^T$ , así se obtiene las velocidades angulares

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\text{sen}\theta \\ 0 & \text{cos}\phi & \text{sen}\phi\text{cos}\theta \\ 0 & -\text{sen}\phi & \text{cos}\phi\text{cos}\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

### 2.1.2 MODELADO DINÁMICO DEL CUADRICÓPTERO

Para el modelado de las ecuaciones se asumen las siguientes consideraciones:

- El dron es un sólido rígido en 3 dimensiones y por consiguiente posee 6 grados de libertad.
- Es despreciable la inercia de los rotores con relación a sus ejes.
- La gravedad es una aceleración constante ya que las variaciones de altura son despreciables frente al radio de la tierra.
- El efecto del viento produce resistencia aerodinámica, pero se desprecia su efecto en las hélices.
- Los momentos de arrastre de fuerzas aerodinámicas se producen en el centro de masa dron.

Con todos estos puntos, se analiza un modelo dinámico simplificado del sistema. Para ello se aplican las ecuaciones de Newton-Euler para obtener las ecuaciones en base a los momentos lineal y angular. La fuerza que actúa sobre el cuadricóptero se expresa como:

$$F_i = m \frac{d}{dt} V_B \quad (2.10)$$

Donde  $F$  es la fuerza que actúa en el sistema,  $m$  es la masa del dron y  $V_B$  es la velocidad de traslación con referencia en B, como se observa en la Figura 2.2

Cada rotor posee una fuerza referida al marco inercial del mini UAV que se expresa en el diagrama de cuerpo libre como una sola componente en el eje z, se considera a esta como la fuerza principal y se define como:

$$F_T = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ U_1 \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

Se llama a esta fuerza como el empuje total del cuerpo y viene dada por:

$$U_1 = \sum_{i=1}^4 k\Omega_i^2 \quad (2.12)$$

Donde  $k$  representa una constante que esta relacionando con las características del motor junto con las características geométricas y aerodinámicas de la hélice,  $\Omega$  es la velocidad angular del  $i$ -ésimo rotor. La constante  $k$  se escogerá dependiendo si el motor estas realizando una fuerza de empuje o de arrastre, si es de empuje  $k$  se definirá como:

$$b = C_T \rho D^4 \quad (2.13)$$

Donde  $C_T$  es el coeficiente de empuje,  $\rho$  la densidad del aire y  $D$  es el diámetro de área barrida por la hélice.

Cuando el propulsor genera una fuerza en sentido contrario se considera de arrastre y la constante  $k$  se expresará como:

$$d = C_P \rho D^5 \quad (2.14)$$

Donde  $C_P$  es el coeficiente de potencia de la hélice.

Existe la relación entre el empuje y las velocidades angulares de los 4 actuadores:

$$u_1 = \sum_{i=0}^4 b \Omega_i^2 \quad (2.15)$$

Donde  $b$  es el factor de empuje (thrust) descrito en la ecuación 2.13 y está generado por la forma de las hélices, posee unidades de  $Ns^2$  y el total del sistema es la sumatoria en conjunto con la aceleración de la gravedad, así el componente de traslación se expresa como:

$$m \dot{V}_B = R_B^T F_T - F_G \quad (2.16)$$

Ahora, para obtener la velocidad con respecto al sistema inercial se utiliza la ecuación:

$$\dot{\varepsilon} = R_B \dot{V}_B \quad (2.17)$$

Donde  $\varepsilon$  es el vector compuesto por las velocidades lineales en  $x, y, z$  y  $V_B$  el vector de velocidades absolutas del vehículo aéreo expresadas en la referencia de cuerpo de cuerpo fijo, derivando se obtiene:

$$\ddot{\varepsilon} = R_B \dot{V}_B \quad (2.18)$$

Con la consideración de que la fuerza de la gravedad actúa únicamente en el eje  $z$ , se define el modelo dinámico de traslación:

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} u_1(\cos\psi \sin\theta \cos\phi + \sin\psi \sin\phi) \\ u_1(\sin\psi \sin\theta \cos\phi - \cos\psi \sin\phi) \\ u_1(\cos\theta \cos\phi) - mg \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

Por otra parte, los momentos y pares generalizados son definidos por [33] como:

$$\tau_n = \begin{bmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} lb(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ lb(\Omega_2^2 - \Omega_4^2) \\ d(\Omega_1^2 + \Omega_3^2 - \Omega_2^2 - \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

Cada uno de los momentos está asociado al pitch, roll y yaw respectivamente. Estos momentos se definen como la diferencia entre el momento generado por cada rotor en el otro eje.

La dinámica rotacional en el sistema se expresan según [34] de la forma:

$$\tau_n = M(\eta)\ddot{\eta} + C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} \quad (2.21)$$

Por otra parte el factor rotación posee un relación simétrica en relación a los ejes  $x, y, z$  y se considera la matriz de momentos de inercia  $M$ :

$$M = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

La matriz  $C$  es una matriz antisimétrica que representa los efectos de Coriolis que contiene tanto efectos giroscópicos como centrífugos que [34] define como:

$$C = \begin{bmatrix} 0 & (I_{zz} - I_{yy})\dot{\psi} - I_{xx}\dot{\psi} & 0 \\ (I_{yy} - I_{zz})\dot{\psi} + I_{xx}\dot{\psi} & 0 & 0 \\ -I_{xx}\dot{\theta} & (I_{yy} - I_{zz})\dot{\phi} & 0 \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

Es así que la dinámica que rige la rotación del cuadricóptero considerando el modelo cinemático simplificado es:

$$\ddot{\eta} = \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{(I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{I_r \dot{\theta} \Omega}{I_{xx}} + l \frac{u_2}{I_{xx}} \\ \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}} \dot{\psi} \dot{\phi} + \frac{I_r \dot{\phi} \Omega}{I_{yy}} + l \frac{u_3}{I_{yy}} \\ \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}} \dot{\phi} \dot{\theta} + \frac{u_4}{I_{zz}} \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

Con las relaciones de las ecuaciones 2.17 y 2.23 se pueden crear 2 subsistemas de la forma expresada en la Figura 2.3



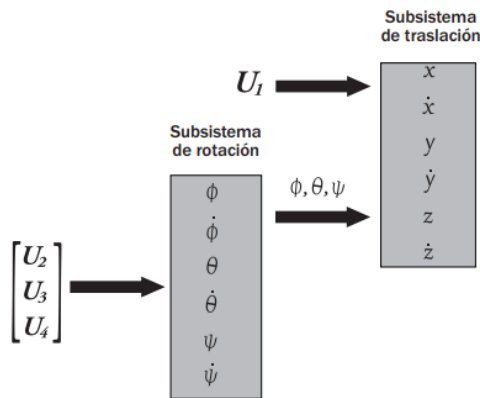


Figura 2.3. Subsistemas del sistema de traslación y rotación [35]

## 2.2 MODELACIÓN DEL MINI UAV TIPO HEXACÓPTERO

El hexacóptero comparte varias similitudes al cuadricóptero por lo que su modelado guarda cierta semejanza principalmente porque consta de 2 rotores adicionales. Estos 6 rotores se colocan en los vértices de un hexágono regular y se conectan simétricamente con el eje central, tres de estos rotores deben girar simultáneamente en un sentido, mientras que los restantes deben girar en la dirección contraria para que el torque total del sistema este balanceado. [36]

Este sistema consta de 6 grados de libertad (DOF) uno por cada componente traslacional y rotacional que expresan su posición en el espacio  $\{x, y, z, \phi, \theta, \psi\}$ . Por esto, el espacio de estados representados en la Ecuación 2.1 se aplican de la misma manera en el hexacóptero. La diferencia radica en los rotores que deben ejercer empuje al momento de buscar el movimiento deseado ya sea de roll, pitch o yaw. La Figura 2.3 representa el sistema de referencia en el que el hexacóptero basará su movimiento

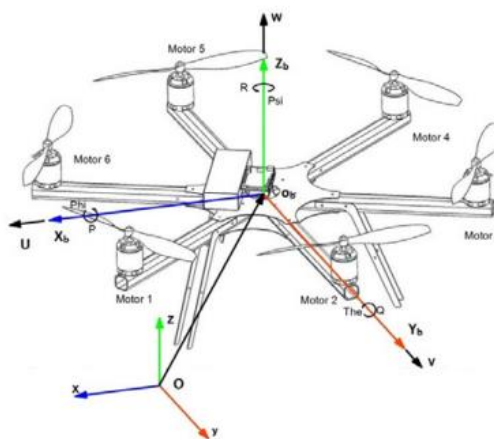


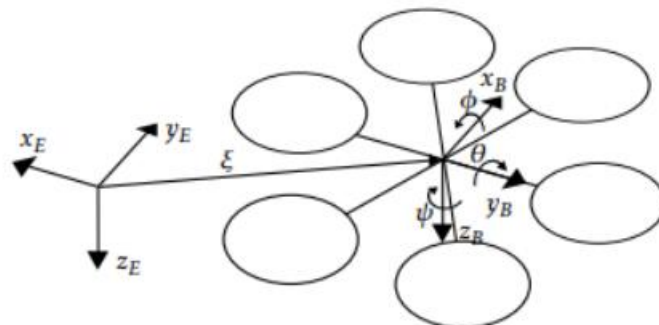
Figura 2.3 Sistemas de Referencia del Hexacóptero [36]

- Para el movimiento de Roll que se genera en el eje X los rotores 1, 6 y 5 deberán estar sincronizados, mientras que los rotores 2,3 y 4 deberán tener el movimiento contrario.
- Para el movimiento de Pitch que se produce en el eje Y los rotores 4 y 5 deberán estar sincronizados, mientras que los rotores 1 y 2 mantendrán el sentido contrario de giro.
- Por último, para el movimiento de Yaw que se genera en el eje Z la velocidad de los rotores 2, 4 y 6 se deberán mover simultáneamente, mientras que los rotores 1,3 y 5 tendrán el sentido contrario de giro. [37]

En la Tabla 2.1 se explican los diferentes tipos de efectos que actúan sobre un cuadricóptero y que son los mismos a ser considerados para el caso del hexacóptero.

### 2.2.1 MODELADO CINEMÁTICO DEL HEXACÓPTERO

Ya que la cinemática no considera la causa del movimiento de un cuerpo, se contemplan dos marcos para el movimiento rígido del cuerpo uno fijo y otro de referencia inercial.



**Figura 2.4** Referencia de cuerpo fijo e inercial del hexacóptero [37]

La Figura 2.4 representa estos dos sistemas de referencia, siendo  $E$  el inercial o de tierra y  $B$  el de cuerpo fijo, donde la posición lineal se expresa como  $X_E, Y_E, Z_E$  y la de cuerpo fijo que toma como su centro al centro de gravedad del vehículo aéreo  $X_B, Y_B, Z_B$ . A su vez la orientación en este sistema fijo toma a los mismos ángulos de Euler como Roll  $\phi$ , Pitch  $\theta$ , y Yaw  $\psi$

Es así como se definen dos vectores, el vector  $\xi = [x \ y \ z]^T$  para la posición y altitud y el vector  $\eta = [\phi \ \theta \ \psi]^T$  para el rumbo con el balanceo, cabeceo y guiñada respectivamente.

Para describir la rotación desde el sistema fijo al inercial se debe rotar el eje Z por el ángulo  $\psi$ , el nuevo sistema se rota por el eje Y por el ángulo  $\theta$  y finalmente se rota a este sistema por el eje X por el ángulo  $\phi$ . Justamente, las ecuaciones 2.2 y 2.4 representan estas rotaciones y por ende la matriz de rotación para la transformación del sistema de cuerpo fijo al de tierra. Esta rotación posee importancia ya que algunas fuerzas que se definen en el sistema de cuerpo fijo son diferentes en el sistema de tierra.

Se puede definir al modelo cinemático del hexacóptero exactamente igual al del cuadricóptero ya que la cinemática estudia solo el movimiento y no su causa y tras definir estos sistemas de referencia se observa que la rotación y traslación son iguales, es por ello que las ecuaciones 2.2 a la 2.9 tienen la misma validez para este vehículo aéreo.

## 2.2.2 MODELADO DINÁMICO DEL HEXACÓPTERO

Para el modelo dinámico del hexacóptero, se siguen las mismas consideraciones que se presentaron para el modelo del cuadricóptero, añadiendo que:

- Los seis rotores del vehículo se encuentran en una configuración hexagonal simétrica.

Es así que se expresa la dinámica traslacional y rotacional como según [37]

$$\begin{bmatrix} mJ_{3x3} & 0_{3x3} \\ 0_{3x3} & J \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega \times mV \\ \omega \times J\omega \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum F \\ \sum \tau \end{bmatrix} \quad (2.25)$$

Donde  $m$  es la masa del cuerpo en kg,  $J$  es la inercia en  $Nms^2$ ,  $V$  es la velocidad lineal en m/s,  $\omega$  es la velocidad angular en rad/s,  $F$  es la fuerza actuante en N,  $\tau$  es el torque actuante en Nm.

La dinámica traslacional del vehículo se obtiene a través de la segunda ley de movimiento y tomando de referencia el sistema de cuerpo rígido, por lo que es igual a la ecuación 2.10

La dinámica rotacional sigue los mismos principios que el cuadricóptero y también posee la matriz de inercias diagonal por la simetría dada al vehículo.

Las fuerzas aplicadas en el hexacóptero poseerán similitud con las del cuadricóptero, la fuerza gravitacional únicamente existirá en el eje Z y será expresada como:

$$F_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

Donde  $m$  es la masa del vehículo y  $g$  es la fuerza gravitacional de la tierra.

La fuerza de empuje que se encuentra en el eje z y determina si el cuerpo asciende o desciende es la suma del empuje que ejerce cada motor:

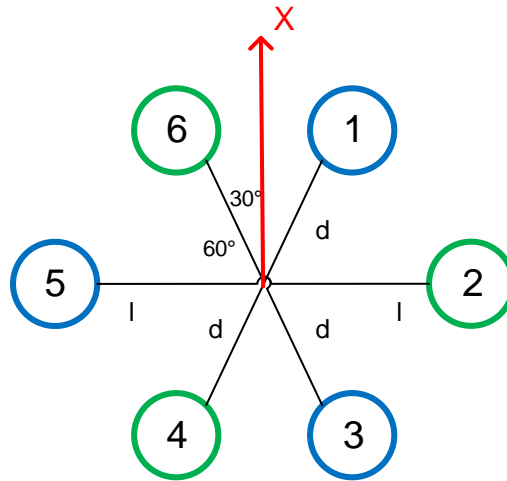
$$F_T = \sum_{i=1}^6 k u_i \quad (2.27)$$

En este caso se considera igual a la ecuación 2.12, redefiniendo para los 6 rotores

$$u_1 = \sum_{i=0}^6 b \Omega_i^2 \quad (2.28)$$

La constante de empuje  $b$  será la misma a la expresada en la ecuación 2.13.

Debido a que esta configuración del hexacóptero posee rotores con diferentes distancias hacia el centro de gravedad se generan pares asociados distintos a los del cuadricóptero que se ven reflejados por la geometría del sistema.



**Figura 2.5** Configuración de los rotores dentro del hexacóptero [Autoría propia].

En la Figura 2.5 se observa que los rotores 1,3,4 y 6 poseen una distancia diferente a la distancia  $l$  de los rotes 2 y 5. Estas nuevas distancias son calculadas a través de geometría de ángulos.

Por ello en cada eje el torque poseerá un valor diferente, para el eje X o torque de roll se define tras aplicar la regla de la mano derecha:

$$\tau_\phi = -\frac{l}{2} b \Omega_1^2 - l b \Omega_2^2 - \frac{l}{2} b \Omega_3^2 + \frac{l}{2} b \Omega_4^2 + l b \Omega_5^2 + \frac{l}{2} b \Omega_6^2 \quad (2.29)$$

El torque de pitch o en el eje Y, en donde los rotores 2 y 5 no posee componente, se expresa como:

$$\tau_\theta = \frac{\sqrt{3}}{2} l b \Omega_1^2 - \frac{\sqrt{3}}{2} l b \Omega_3^2 - \frac{\sqrt{3}}{2} l b \Omega_4^2 + \frac{\sqrt{3}}{2} l b \Omega_6^2 \quad (2.30)$$

El torque en el eje Z o de yaw viene definido tanto por fuerzas de empuje y de arrastre por el sentido de giro de los rotores

$$\tau_\psi = -d\Omega_1^2 - d\Omega_2^2 - d\Omega_3^2 + d\Omega_4^2 + d\Omega_5^2 + d\Omega_6^2 \quad (2.31)$$

Si se juntan las ecuaciones 2.29, 2.30 y 2.31 se obtiene la matriz de momentos en relación a la velocidad de los rotores.

El último par producido se genera debido al efecto giroscópico que generan las rotaciones de las hélices en su eje y se expresa como:

$$\tau_G = \omega X J_p \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -(1)^i \Omega_i \end{bmatrix} \quad (2.32)$$

Todos estos torques son considerados como las señales de control del vehículo, y a las velocidades rotacionales como las señales de entrada ya que poseen relación con la aerodinámica de empuje y torque y se pueden expresar en la matriz:

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b & b & b \\ -\frac{bl}{2} & -bl & -\frac{bl}{2} & \frac{bl}{2} & bl & \frac{bl}{2} \\ \frac{\sqrt{3}bl}{2} & 0 & -\frac{\sqrt{3}bl}{2} & -\frac{\sqrt{3}bl}{2} & 0 & \frac{\sqrt{3}bl}{2} \\ -d & d & -d & d & -d & d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \\ \Omega_5^2 \\ \Omega_6^2 \end{bmatrix} \quad (2.33)$$

Ahora se definen las ecuaciones de movimiento traslacional y rotacional

$$\begin{bmatrix} \sum F \\ \sum \tau \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m\ddot{\xi} \\ J\dot{\omega} + \omega X J\omega \end{bmatrix} \quad (2.34)$$

En donde

$$m\ddot{\xi} = m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = F_g + F_T \quad (2.35)$$

Substituyendo  $F_g$  y  $F_T$  de las ecuaciones 2.26 y 2.27

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + R_B \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ b \sum \Omega_i^2 \end{bmatrix} \quad (2.36)$$

Reemplazando la matriz de rotación  $R_B$  se obtienen las aceleraciones traslaciones

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \left(\frac{1}{m} \cos\phi \cos\psi \sin\theta + \sin\phi \sin\psi\right) u_1 \\ \left(\frac{1}{m} \cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\phi \cos\psi\right) u_1 \\ \frac{1}{m} (\cos\theta \cos\phi) u_1 - g \end{bmatrix} \quad (2.37)$$

Por otra parte, combinando las ecuaciones de torque tenemos:

$$J\dot{\omega} = \tau_M + \tau_G - \omega X J \omega \quad (2.38)$$

Siendo  $\tau_M$  la matriz de torque a través de las hélices y  $\tau_G$  se definió en la ecuación 2.33

$$J \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l u_2 \\ l u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} q J_r \Omega_r \\ -p J_r \Omega_r \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} X J \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.39)$$

Conociendo que  $p, q$  son las componentes de las velocidades angulares en  $x, y$  y despejando para las aceleraciones angulares se obtiene

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{(J_{yy} - J_{zz})}{J_{xx}} \dot{\theta} \dot{\psi} + \frac{J_r \dot{\theta} \Omega_r}{J_{xx}} + l \frac{u_2}{J_{xx}} \\ \frac{(J_{zz} - J_{xx})}{J_{yy}} \dot{\psi} \dot{\phi} - \frac{J_r \dot{\phi} \Omega_r}{J_{yy}} + l \frac{u_3}{J_{yy}} \\ \frac{(J_{xx} - J_{yy})}{J_{zz}} \dot{\phi} \dot{\theta} + \frac{u_4}{J_{zz}} \end{bmatrix} \quad (2.40)$$

El modelo dinámico no lineal del hexacóptero, considerando que la variación de los ángulos de Tait-Bryan es pequeña se define en las ecuaciones 2.37 y 2.40 para obtener la aceleración lineal y rotacional del sistema.

## 2.3 PARÁMETROS DE LOS MINI UAV

Como se observó en las Secciones 2.1 y 2.2, los modelos de los vehículos poseen constantes que provienen ya sea de las características mecánicas, siendo el cuerpo y las hélices las más importantes para su construcción, así como de los actuadores, siendo las propiedades de los motores las más relevantes.

Estos parámetros numéricos se obtienen a través de valores previos dentro del mismo proyecto de referencia, así como de medidas obtenidas en plataformas reales que fueron construidas y analizadas tanto por software que simula elementos finitos y otras dadas por los fabricantes de los elementos en las especificaciones técnicas de su producto.

En la Tabla 2.2 se especifican los valores utilizados en el modelo del cuadricóptero y en la Tabla 2.3 los valores empleados en el modelo del hexacóptero.

**Tabla 2.2.** Valores numéricos utilizados en el cuadricóptero, Tomados de [39]

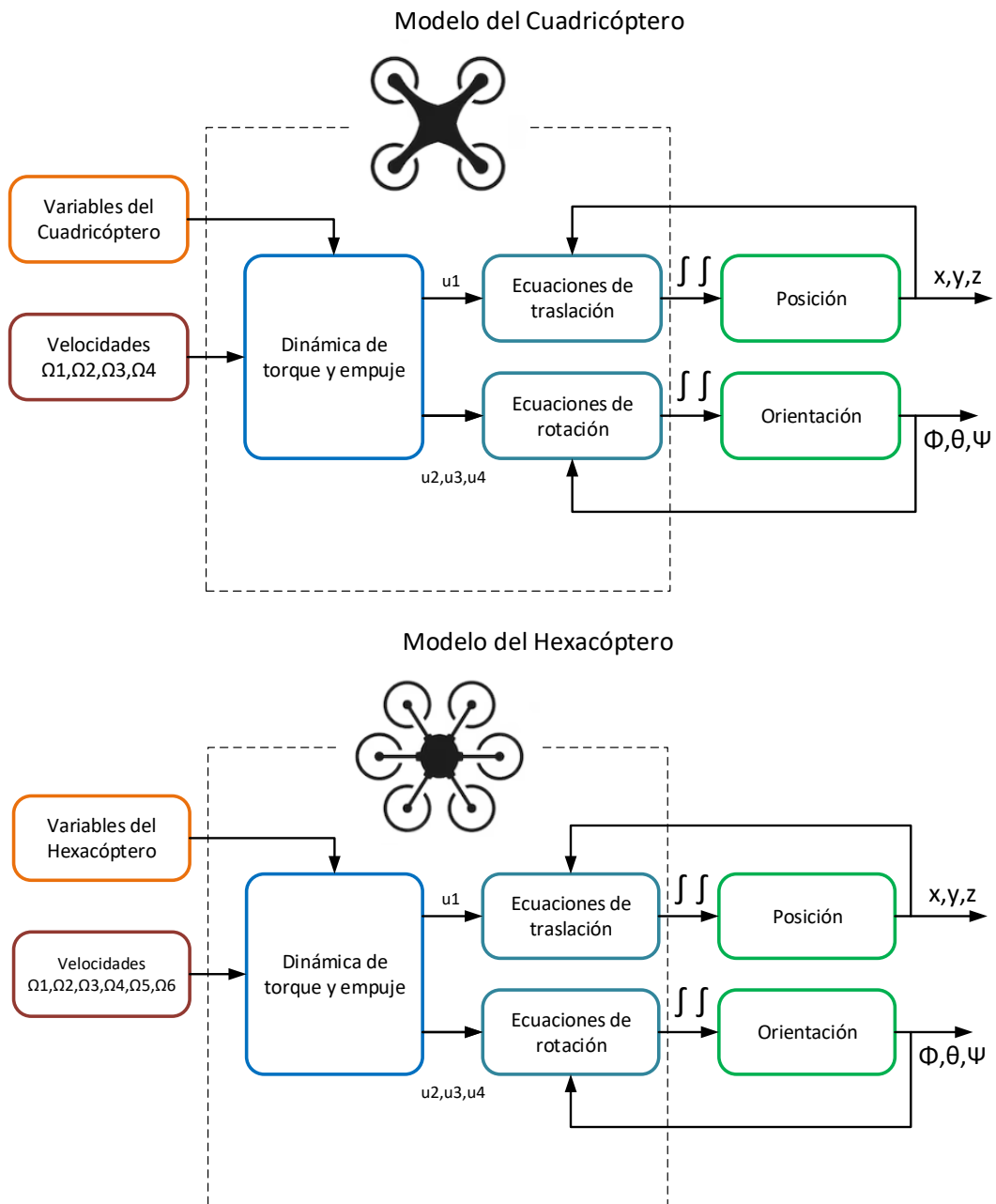
<b>Nombre</b>	<b>Descripción</b>	<b>Valor</b>
$m$	Masa del vehículo	0.53 kg
$l$	Longitud del brazo hacia el rotor	0.225 m
$J_{xx}$	Momento de inercia sobre el eje x	$5 \cdot 10^{-3} \text{ kgm}^2$
$J_{yy}$	Momento de inercia sobre el eje y	$5 \cdot 10^{-3} \text{ kgm}^2$
$J_{zz}$	Momento de inercia sobre el eje z	$8.9 \cdot 10^{-3} \text{ kgm}^2$
$J_R$	Inercia del motor sobre el eje de la hélice	$2.82 \cdot 10^{-3} \text{ kgm}^2$
$C_T$	Conste de empuje de la hélice	0.121
$C_P$	Constante de torque de la hélice	0.0495
$D$	Diámetro de la hélice	0.254 m
$\rho$	Densidad del aire	$1.25 \text{ kg/m}^3$
$g$	Aceleración de la gravedad	$9.81 \text{ m/s}^2$

**Tabla 2.3.** Valores numéricos utilizados en el hexacóptero [40]

<b>Nombre</b>	<b>Descripción</b>	<b>Valor</b>
$m$	Masa del vehículo	2.1 kg
$l$	Longitud del brazo hacia el rotor	0.32 m
$J_{xx}$	Momento de inercia sobre el eje x	$3.8 \cdot 10^{-3} \text{ kgm}^2$
$J_{yy}$	Momento de inercia sobre el eje y	$3.8 \cdot 10^{-3} \text{ kgm}^2$
$J_{zz}$	Momento de inercia sobre el eje z	$7.1 \cdot 10^{-3} \text{ kgm}^2$
$J_R$	Inercia del motor sobre el eje de la hélice	$4.3 \cdot 10^{-5} \text{ kgm}^2$
$C_T$	Conste de empuje de la hélice	0.01458
$C_P$	Constante de torque de la hélice	$1.037 \cdot 10^{-3}$
$D$	Diámetro de la hélice	0.28 m
$\rho$	Densidad del aire	$1.20 \text{ kg/m}^3$
$g$	Aceleración de la gravedad	$9.81 \text{ m/s}^2$

## 2.4 IMPLEMENTACIÓN DE LOS MODELOS MATEMÁTICOS EN MATLAB SIMULINK

Los modelos descritos anteriormente se implementan en el software MatLab/SimuLink, se construyen con el objetivo de que sea modificable y para ello se trabaja por módulos por medio de la creación de subsistemas que controlen la rotación y traslación en diferentes segmentos. En la Figura 2.7 se representan los modelos principales mediante un diagrama de bloques.



**Figura 2.7** Diagrama de Bloques de la implementación del cuadricóptero y hexacóptero [Autoría propia].



El sistema modelado necesita de los valores numéricos descritos en las Tablas 2.2 y 2.3, estos valores de constantes de masa, longitud y momentos de inercia permiten que, junto con las velocidades ingresadas a los rotores, la dinámica del cuerpo rígido, que es el núcleo del modelo, realicen los cálculos de empuje y el torque y estos puedan ingresar dentro de los subsistemas de traslación y rotación.

Para implementar los modelos las ecuaciones 2.19, 2.24, 2.37 y 2.40 dictaminan que es necesario conocer la posición y orientación a tiempo real del UAV, en un dron real el controlador de vuelo trabaja con estos valores por medio de los sensores que el IMU integra, para la simulación, estos valores son retroalimentados directamente desde la salida hacia los bloques de traslación y orientación tratados por una doble integral ya que el modelo en bruto tiene por salidas las aceleraciones lineales y rotacionales.

Las entradas sobre las cuales se posee maniobrabilidad son las velocidades de cada uno de los rotores del sistema, esto únicamente se da para fines de la simulación, para fines prácticos son los valores de posición y orientación deseados las entradas que dará el piloto del dron, el sistema controlará la velocidad que vehículo necesite para compensar cualquier tipo de movimiento, por el momento se analizara el movimiento en el eje Z ya que es el único que se puede predecir con velocidades iguales en todos los rotores.

En la Tabla 2.4 se da una idea generalizada de que realiza cada bloque, así como de las ecuaciones que están siendo utilizadas dentro del mismo además de las entradas que necesita el bloque y sus respectivas salidas.

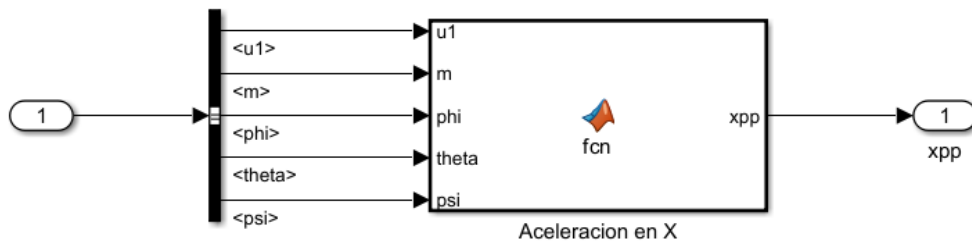
**Tabla 2.4.** Descripción los bloques que componen la simulación de los modelos del cuadricóptero y hexacóptero implementados en SimuLink

	Quad	Hexa			
Descripción del Bloque	Ecuaciones		Parámetros	Entradas	Salidas
<b>Variables</b>	2.13	2.13	$C_p$		
Integra los valores físicos del UAV para que estos valores constantes sean distribuidos en las ecuaciones en las que son necesarios	2.14	2.14	$C_T$		
			$\rho$		
			$D$		
			$m$		
			$l$		
			$J_{xx}$		
			$J_{yy}$		

			$J_{zz}$ $d$ $b$ $l$		
<b>Velocidades</b>  Son las entradas a las que se tiene acceso para ser modificadas directamente, se simula a través del "Signal Builder" para representar velocidades variables a través del tiempo					$\Omega_1$ $\Omega_2$ $\Omega_3$ $\Omega_4$ $\Omega_5$ $\Omega_6$
<b>Dinámica de torque y empuje</b>  Es el corazón del modelo ya que describe el comportamiento del vehículo según la dinámica establecida	2.15 2.20	2.28 2.33	$b$ $d$ $l$	$\Omega_1$ $\Omega_2$ $\Omega_3$ $\Omega_4$ $\Omega_5$ $\Omega_6$	$u_1$ $u_2$ $u_3$ $u_4$ $u_5$
<b>Bloque de Traslación</b>  Permite el cálculo de la aceleración lineal del UAV	2.19	2.37	$m$	$u_1$ $\phi$ $\theta$ $\psi$	$\ddot{x}$ $\ddot{y}$ $\ddot{z}$
<b>Bloque de Rotación</b>  Permite el cálculo de la aceleración rotacional del UAV	2.24	2.40	$J_{xx}$ $J_{yy}$ $J_{zz}$ $I$	$u_2$ $u_3$ $u_4$ $u_5$ $\dot{\phi}$ $\dot{\theta}$ $\dot{\psi}$	$\ddot{\phi}$ $\ddot{\theta}$ $\ddot{\psi}$
<b>Posición</b>  Obtiene el valor de posición del dron realizando una integral doble a la salida del bloque de traslación				$\ddot{x}$ $\ddot{y}$ $\ddot{z}$	$x$ $y$ $z$

<b>Orientación</b>				$\ddot{\phi}$	$\phi$
Obtiene el valor de orientación del dron realizando una integral doble a la salida del bloque de rotación				$\ddot{\theta}$	$\theta$
				$\ddot{\psi}$	$\psi$

Existen varias formas de integrar las ecuaciones dentro de SimuLink, para la construcción de este sistema se utilizó el bloque de conocido como “MATLAB Function” que permite escribir una función directamente de Matlab y generar un código de objeto para el codificador de SimuLink, este bloque necesita los datos de entrada y declarar las salidas de retorno basándose en el lenguaje C y C++ pudiendo trabajar con arrays y matrices. [41], el inconveniente que presenta este bloque es que necesita mayor capacidad de procesamiento de la máquina, pero evita posibles errores de implementación si se lo hiciera por bloques individuales de operaciones. La Figura 2.8 muestra la función implementada para la obtención de la aceleración en X como ejemplo.



```
function xpp = fcn(u1,m,phi,theta,psi)
```

```
xpp=(u1/m)*((cos(phi)*sin(theta)*cos(psi))+sin(phi)*sin(psi));
```

**Figura 2.8** Bloque MATLAB Function para obtener la aceleración en X [Autoría Propia]

En el caso de los integradores incluyen las restricciones de Tait-Bryan para los ángulos de roll, pitch y yaw, esto debido a que la simulación puede llevar a puntos de indeterminación y terminar con la simulación.

Con todas estas consideraciones se arma la configuración tanto del cuadricóptero como del hexacóptero en el entorno de SimuLink para analizar los resultados de vuelo tras definir diferentes entradas de velocidad.

El diagrama completo del modelo del cuadricóptero se presenta en el Anexo I, el del hexacóptero en el Anexo II, el código de las funciones del cuadricóptero se encuentran en el Anexo III y del hexacóptero en el Anexo IV.

## 2.5 ANÁLISIS DE COSTOS PARA LA IMPLEMENTACIÓN DE LOS MINI UAV

La principal ventaja de diseñar el modelo completo de un vehículo aéreo no tripulado es que sus características se acoplaran a nuestras necesidades específicas, sin embargo, con la actualidad del mercado existen varios modelos a disposición en una variada gama de materiales y precios que pueden influir si un proyecto es rentable.

La Tabla 2.5 y 2.6 muestran los valores asociados a la construcción de un modelo de cuadricóptero describiendo los precios de cada componente.

**Tabla 2.5.** Descripción de precios de los componentes para la construcción del mini UAV tipo Cuadricóptero

Categoría		Componente Ejemplo	Valor USD
Estructura del UAV	Chasis	Axisflying Manta 6 dead cat frame kit [42]	64.99
	Hélices	Gemfan 5043 [43]	15.99
	Tren de aterrizaje	Universal Multirotor Crab Landing Gear Kit [44]	15.99
Motores y Controladores	Motor	T-Motor F90 Pro II 2400KV [45]	29.90
	ESC	Hobbywing XRotor 40A ESC [46]	17.99
Batería y Energía	Batería LiPo	Tattu 1300mAh 4S 75C LiPo [47]	24.99
	Cargador de Batería	ISDT Q6 Plus [48]	62.99
Control y Navegación	Controlador de Vuelo	Holybro Kakute F7 [49]	50.99

	Sensores IMU	Incluido en el controlador de vuelo	
	GPS	Beitian BN-880 [50]	33.88
	Receptor RC	FrSky R-XSR [51]	22.79
	Transmisor RC	FrSky Taranis Q X7 [52]	139.99
Componentes Electrónicos	PDB (Placa de Distribución de Energía)	Matek Systems PDB-XT60 [53]	7.55
	Cableado y Conectores		10.00
Cámara y Transmisión	Cámara FPV	RunCam Swift 2 [54]	29.99
	Transmisor de Video	TBS Unify Pro 5G8 [55]	39.95
Software y Licencias	Software de Control de Vuelo	Betaflight	Gratis
<b>Total</b>			<b>726.01</b>

**Tabla 2.6.** Descripción de precios de los componentes para la construcción del mini UAV tipo Hexacóptero

<b>Categoría</b>		<b>Componente Ejemplo</b>	<b>Valor USD</b>
Estructura del UAV	Chasis	Tarot 680PRO [56]	192.99
	Hélices	Gemfan 1147 [57]	22.90
	Tren de aterrizaje	Tarot Retractable Landing Gear [58]	52.90
Motores y Controladores	Motor	T-Motor MN3508 700KV [59]	69.90
	ESC	Hobbywing XRotor 40A ESC [60]	21.49
Batería y Energía	Batería LiPo	Tattu 22.2V 10000mAh 25C 6S1P [61]	224.99
	Cargador de Batería	ISDT Q8 [62]	89.00

Control y Navegación	Controlador de Vuelo	Pixhawk 4 [63]	159.99
	Sensores IMU	Incluido en el controlador de vuelo	
	GPS	Ublox NEO-M8N [64]	31.99
	Receptor RC	FrSky R9 Slim+ [65]	32.99
	Transmisor RC	FrSky Taranis X9D Plus [66]	238.00
Componentes Electrónicos	PDB (Placa de Distribución de Energía)	Matek Systems PDB-XT60	26.99
	Cableado y Conectores		10.00
Cámara y Transmisión	Cámara FPV	RunCam Split 3 Micro [67]	35.99
	Transmisor de Video	TBS Unify Pro 5G8 [68]	39.95
Software y Licencias	Software de Control de Vuelo	Mision Planner	Gratis
<b>Total</b>			<b>1708.02</b>

Todos estos valores están referenciados sin contar los costos adicionales de importación e impuestos, por ello se sumara un 15% del total al valor final, para el cuadricóptero se colocaron elementos de gama media y para el hexacóptero los componentes son de gama alta por lo que resulta más costoso, pero el valor para armar un UAV rondaría por los \$400 a \$1700, el tipo de aplicación será primordial a la hora de elegir tipo de material y calidad de los elementos o considerar alternativas como la impresión 3D del chasis que podría abaratar costos.

Otra alternativa a considerar es comprar el vehículo totalmente ensamblado, por ejemplo, un modelo de cuadricóptero de la marca DJI "Mini 3 Fly More Combo Plus" ronda por los \$1220 y un modelo de hexacóptero "Spreading Wings S900" cuesta alrededor de \$2200.

Al comparar estos valores es evidente que construir el vehículo aéreo es más rentable, pero para ello se debe conocer de forma precisa el funcionamiento del mismo para elaborar las maniobras de control y que el dron vuele de la forma correcta.

### 3 RESULTADOS, CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

Una vez construido el modelo tanto del cuadricóptero como del hexacóptero en el entorno de SimuLink, se realizan pruebas de funcionamiento que se enfocan en su desplazamiento al momento de ascender y descender, esto para validar la dinámica de cuerpo rígido analizada en el Capítulo 2.

#### 3.1 RESULTADOS INICIALES

Para empezar con las pruebas de funcionamiento es necesario conocer la velocidad a la que pueden rotar los motores para alcanzar la estabilidad de vuelo, esta velocidad conocida como de 'hovering' o vuelo estacionario es referida como la velocidad angular que los rotores alcanzan para mantener al vehículo aéreo en una posición fija en el aire sin moverse en ninguna dirección y se obtiene cuando la fuerza de empuje que generan los motores es igual al peso del dron, contrarrestando a la fuerza gravitacional.

Matemáticamente se define:

$$F_T = F_g \quad (3.1)$$

Analizando con las ecuaciones 2.15 y 2.28 se reemplaza para el cuadricóptero y hexacóptero

$$\sum_{i=0}^4 b\Omega_i^2 = m \cdot g \quad (3.2)$$

$$\sum_{i=0}^6 b\Omega_i^2 = m \cdot g \quad (3.3)$$

Debido a que las velocidades serán las mismas se puede definir como

$$4b\Omega^2 = m \cdot g \quad (3.4)$$

$$6b\Omega^2 = m \cdot g \quad (3.5)$$

Finalmente despejando para  $\Omega$  y reemplazando con los valores de las tablas 2.2 y 2.3 se obtiene la velocidad de hovering para el cuadricóptero  $\Omega_{HQ}$  y del hexacóptero  $\Omega_{HH}$

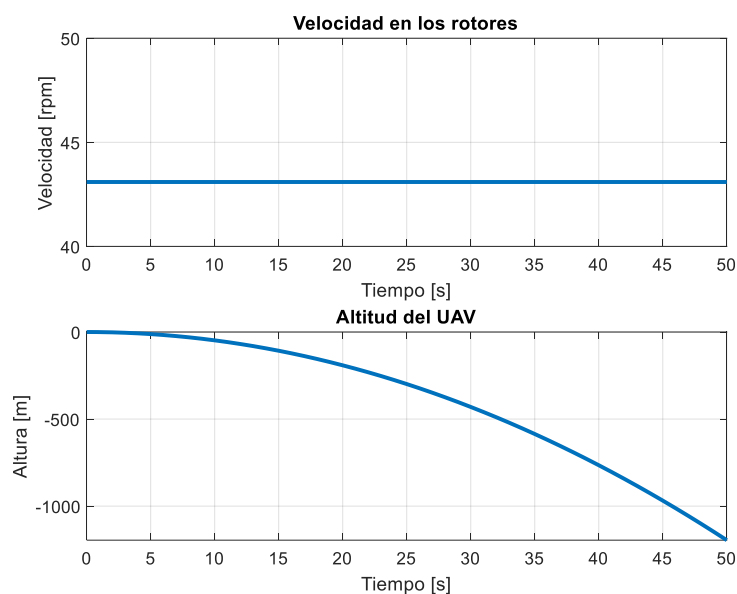
$$\Omega_{HQ} = 45.36 [rpm] \text{ y } \Omega_{HH} = 403.25 [rpm] \quad (3.6)$$

Las pruebas iniciales se basan en ingresar variaciones a esta velocidad y observar cómo reaccionan los modelos.

### 3.1.1 PRUEBAS INICIALES EN EL CUADRICÓPTERO

Con la velocidad de hovering definida se realizan 2 pruebas iniciales al modelo, la primera con una velocidad menor a la del hovering y la segunda con una velocidad mayor.

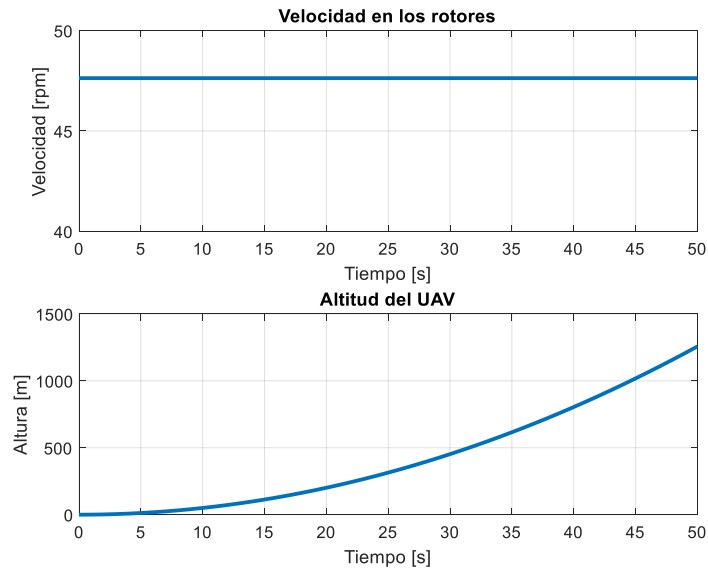
La Figura 3.1 muestra los resultados obtenidos al trabajar con una velocidad menor a la del hovering en el cuadricóptero, en este caso un 5% menos de la misma, se observa que el vehículo no logra vencer a la fuerza gravitacional por lo que empieza a decaer, en este caso no se coloca el límite en Z de 0, ya que el dron no reconoce a la tierra como la referencia mínima este comportamiento de caída es el esperado.



**Figura 3.1.** Prueba para el cuadricóptero con una velocidad menor a la del hovering

Por otra parte, la Figura 3.2 muestra los resultados para una velocidad de los rotores mayor a la del hovering, un 5% mayor al valor. En los 50 [s], de simulación el vehículo logra alcanzar una altura de 1300 [m] aproximadamente, y se seguirá elevando a menos de que se le indique lo contrario.

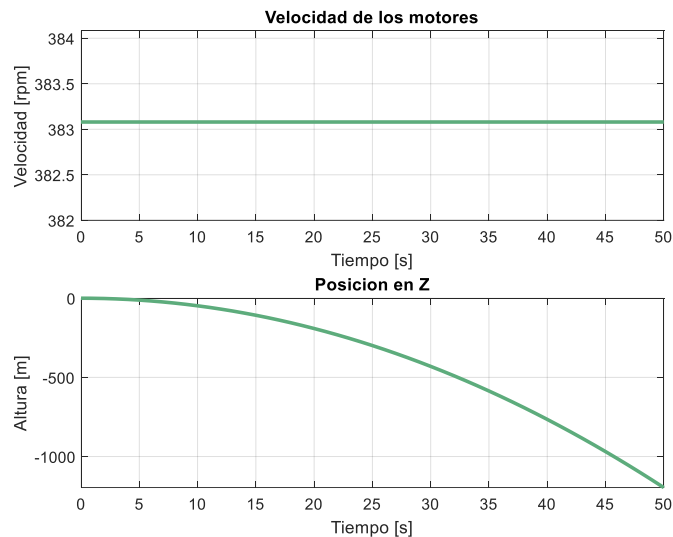




**Figura 3.2.** Prueba para el cuadricóptero con una velocidad mayor a la del hovering

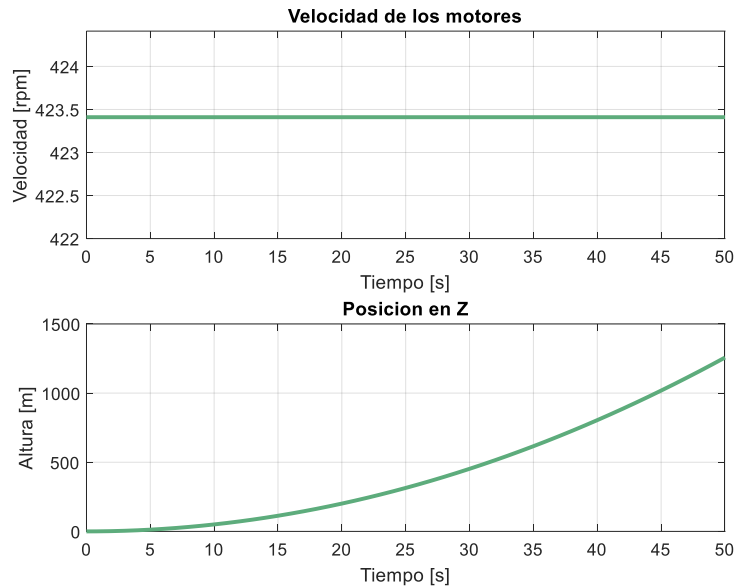
### 3.1.2 PRUEBAS INICIALES EN EL HEXACÓPTERO

Para el hexacóptero se aplican las mismas pruebas iniciales, la Figura 3.3 muestra los resultados de vuelo para una velocidad en los rotores menor a la del hovering, y de igual manera se observa que la altura del UAV cae mientras el tiempo corre, y la razón es la misma, el UAV no logra vencer a la fuerza de gravedad rotando a una velocidad de 383.08 [rpm].



**Figura 3.3.** Prueba para el hexacóptero con una velocidad menor a la del hovering

La Figura 3.4 muestra los resultados de vuelo para una velocidad mayor a la del hovering, en este caso con una velocidad de 423.41 [rpm], la dinámica obtenida es la misma, mientras el tiempo corre el vehículo se eleva hasta una altura de 1300 [m], tanto para el cuadricóptero como hexacóptero la elevación que experimentan no es lineal.

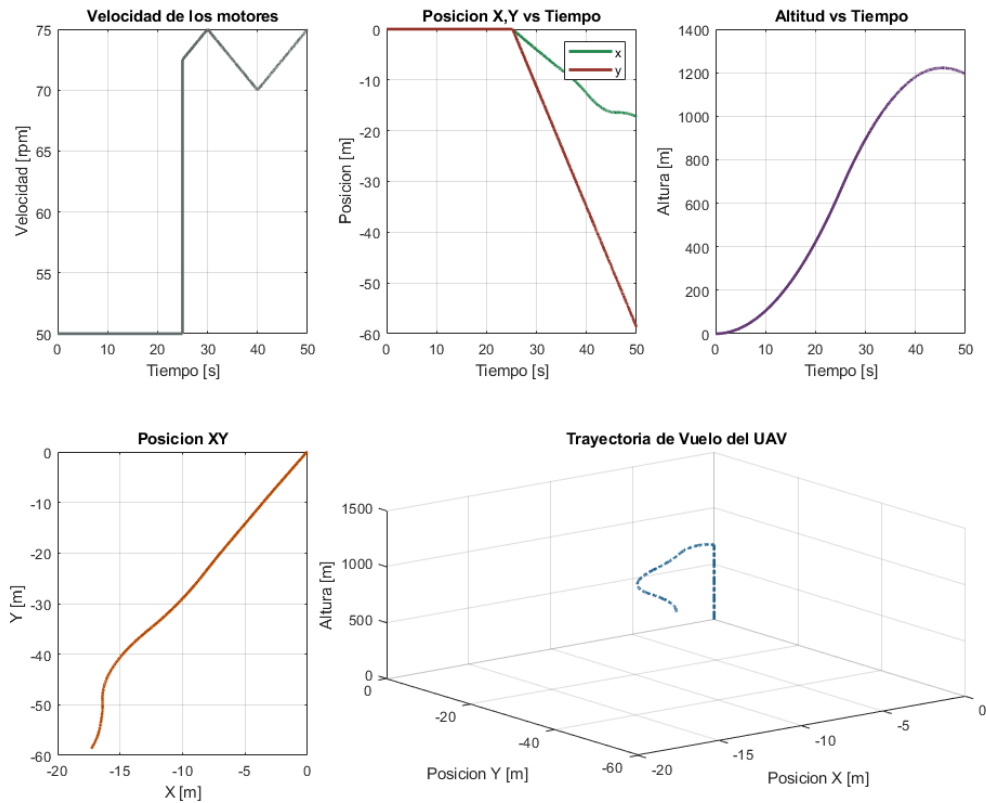


**Figura 3.4.** Prueba para el hexacóptero con una velocidad mayor a la del hovering

### 3.1.3 AJUSTES A LOS MODELOS DE LOS UAV

Realizadas distintas pruebas sobre los modelos con variaciones de velocidad se observa que el modelo presenta resultados favorables, pero no mantienen una relación adecuada con el comportamiento real bajo ciertas señales de prueba, es por ello que se efectúan ajustes para mejorarlos.

La Figura 3.5 muestra el funcionamiento del modelo del cuadricóptero sin integrar ninguno de los ajustes. Al modelo se le ingresa una señal de velocidad de 50 [rpm], a la cual al segundo 25 se suma una señal triangular al primer par de motores, mientras que al otro par se le resta la misma señal.



**Figura 3.5.** Velocidad, y Posiciones X, Y y Altura del UAV simuladas sin ajustes

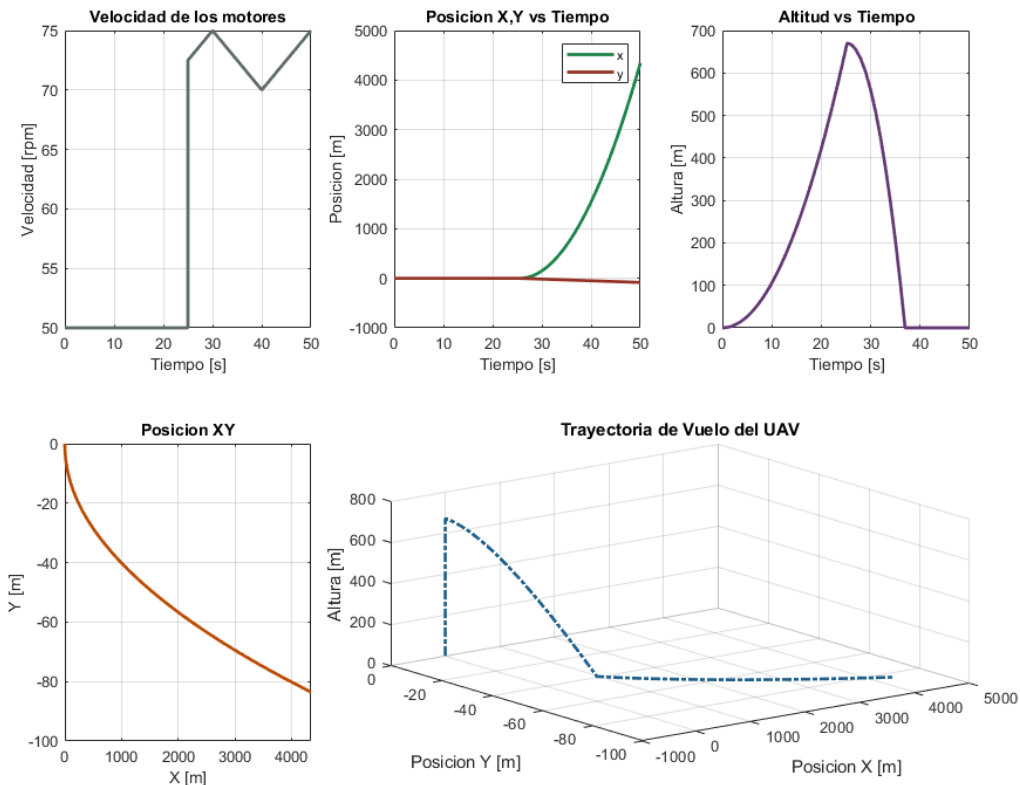
Se observa que al momento que el valor de velocidad sufre el cambio, tanto la posición en X como en Y comienzan a variar, el dron no puede compensar estos cambios por lo que empieza a decaer, al inicio de forma uniforme, pero llega un punto en el cual su caída empieza de forma inconcisa, este momento se considera que llego a una singularidad conocida como “gimbal lock” [69], este fenómeno consigue que se pierda un grado de libertad y por lo tanto su orientación no se puede controlar. Es así que, el primer ajuste integrado al modelo son las restricciones a los ángulos de Tait-Bryan, se incluyen como límites de saturación dentro del bloque integrador siendo los valores:

$$-\pi < \text{Roll} < \pi, \quad -\frac{\pi}{2} < \text{Pitch} < \frac{\pi}{2}, \quad -\pi < \text{Yaw} < \pi$$

Evitando también así que no se generen saltos bruscos de orientación y evita ambigüedades que se puedan generar ya que el vehículo en ciertos casos puede tener múltiples conjuntos de ángulos que describan una misma orientación.

El segundo ajuste se dio al observar la velocidad dentro del eje Z, debido al funcionamiento interno del bloque “Integrator” en SimuLink si la velocidad tomaba el valor de hovering el

empuje conservaba como condición inicial el último valor obtenido y no 0, es decir, seguía creciendo o decreciendo incluso cuando la fuerza de empuje se igualaba al peso cuando bajo esa condición debería ser 0. Para que se encere se activó la opción de reseteo dentro del bloque, a través de la cual se detecta la transición instantánea de positivo a negativo o de negativo a positivo de la velocidad y a través de esto funciona correctamente. La Figura 3.6 muestra la misma prueba, pero con las restricciones establecidas.



**Figura 3.6.** Velocidad, y Posiciones X, Y y Altura del UAV simuladas con ajustes

En este caso vemos como la posición en Y se mantiene relativamente estable, y es que precisamente el fenómeno de “gimbal lock”, se genera en el pitch, en este caso el UAV también decae en una trayectoria uniforme ya que no se compensa la velocidad para mantenerse en el aire.

Con estos ajustes realizados tanto para el caso del modelo del cuadricóptero como del hexacóptero, se realizan pruebas específicas que validen el funcionamiento ideal de los vehículos aéreos. Cabe mencionar que este trabajo solo se enfoca en el análisis de comportamiento dentro del eje Z, es decir despegue, ascenso, descenso y aterrizaje. Para maniobras que involucren movimiento dentro de los ejes X y Y, y variaciones de la rotación del vehículo por medio del cambio de las velocidades de los rotores es necesario realizar

un mayor número de pruebas, mismas que no están consideradas dentro de los alcances del presente trabajo.

## **3.2 PRUEBAS DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE**

Tanto del cuadricóptero como del hexacóptero las velocidades de sus rotores serán señales que simulen el despegue, ascenso, descenso y aterrizaje a distintas alturas y velocidades. Para el despegue se ingresa un impulso de velocidad instantáneo, para el ascenso dependiendo del tiempo en el que se requiere subir puede ser una rampa de velocidad o un valor constante mayor a la del hovering, el descenso será similar, pero con valores menores a los del hovering y el aterrizaje se logra con un pico inverso de velocidad.

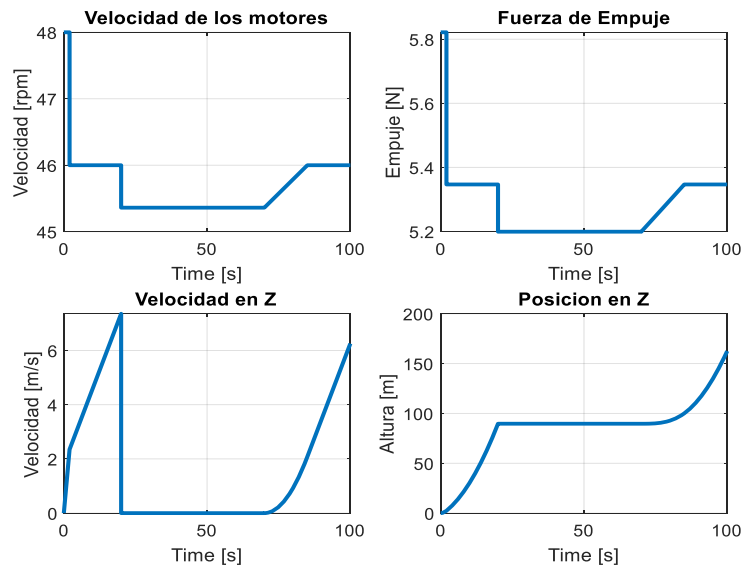
La primera señal inicia con un impulso de velocidad del 6% del valor de hovering para que el vehículo logre despegar del suelo, inmediatamente se ajusta a un valor 2% mayor al del hovering para que ascienda, después se reduce la velocidad al valor de estabilidad para finalmente elevarlo nuevamente.

La segunda señal de igual manera inicia con un impulso de velocidad para elevar al vehículo, después la del hovering para mantenerlo estable, sigue con una rampa para ascender de forma rápida, y un pico inverso para descender, se estabiliza añadiendo un nuevo ascenso y manteniéndolo en este valor.

La tercera señal, es una señal triangular de velocidad para entre un valor mayor al 5% del hovering y uno menor también del 5% y que inicia con un impulso para el despegue. Para todas las pruebas se añaden los gráficos de fuerza de empuje y velocidad en el eje Z para realizar un mejor análisis de la dinámica de vuelo.

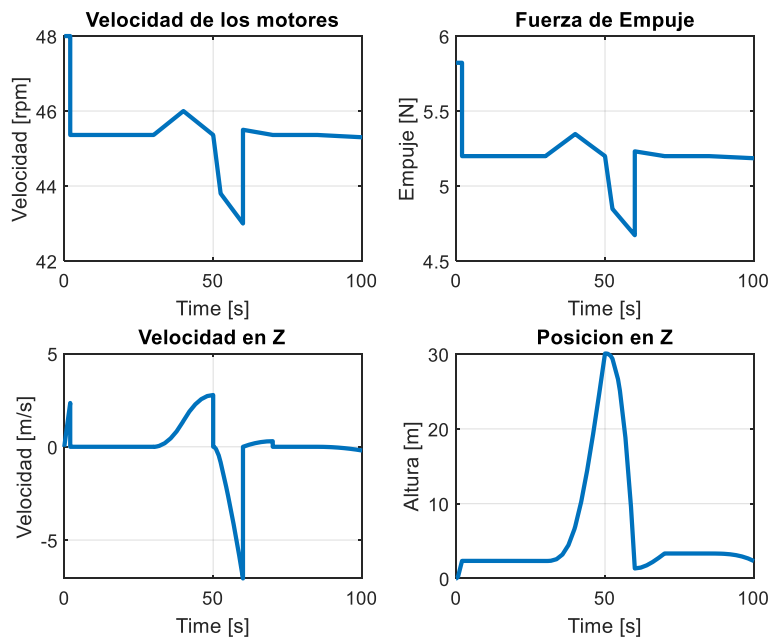
### **3.2.1 DESPEGUE Y ATERRIZAJE DEL CUADRICÓPTERO**

La Figura 3.7 muestra los resultados de la primera señal de velocidad para el cuadricóptero, el impulso es de 2 [s] con un valor de 48 [rpm], el cuadricóptero alcanza una altitud de 10 [m], la velocidad se estabiliza en 46 [rpm] durante 20 [s] en los cuales el dron alcanza una altura de 90 [m], después el valor de hovering es ingresado durante 60 [s] en los que se observa que se mantiene a los 90 [m], finalmente se incrementa el valor de velocidad y el dron aumenta su altura sobrepasando los 150 [m], esta señal es un comportamiento clásico y el modelo responde adecuadamente.



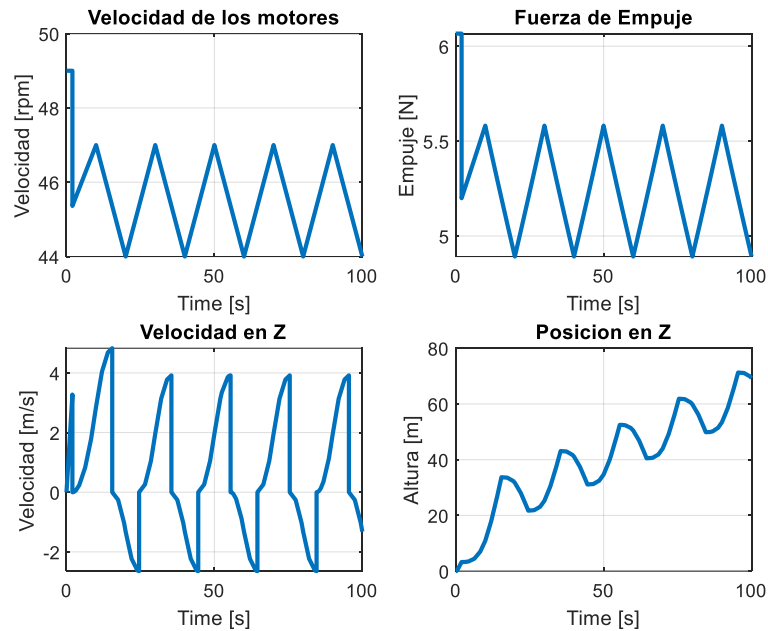
**Figura 3.7.** Primera señal de prueba de vuelo para el cuadricóptero

La Figura 3.8 muestra los resultados de la segunda señal de velocidad para el cuadricóptero, el impulso de despegue es similar, tras esto se estabiliza en el hovering por 30 [s] en una altura de 2 [m], tras esto se ingresa una rampa de velocidad hasta las 46 [rpm], en este instante el dron se eleva de manera inmediata hasta los 30 [m], de forma instantánea se reduce de manera brusca la velocidad hasta las 43 [rpm], y el dron descende de forma rápida, para evitar que tope el suelo se incrementa la velocidad de forma también con un impulso, el dron se estabiliza durante los próximos 20 [s] y luego descende.



**Figura 3.8.** Segunda señal de prueba de vuelo para el cuadricóptero

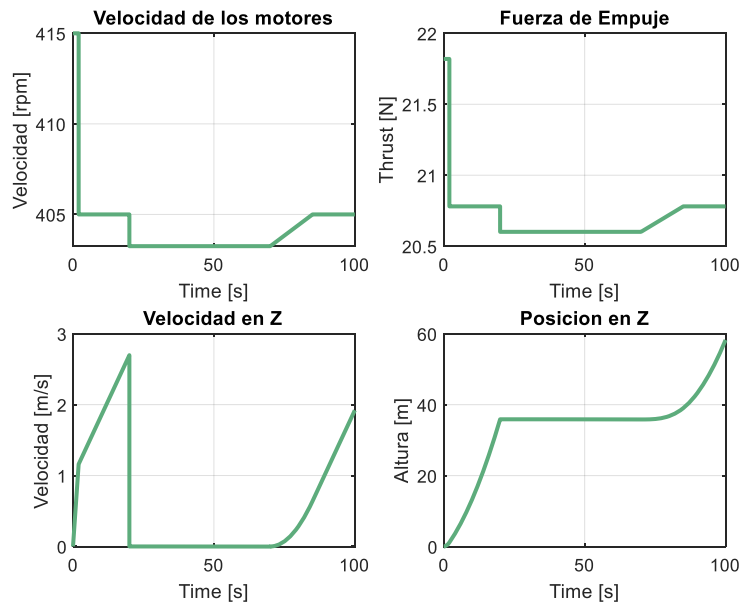
La Figura 3.9 muestra los resultados obtenidos para la tercera señal de velocidad, en este caso la señal triangular el pico superior es de 47 [rpm] y el inferior es de 44 [rpm], con 10 [s] de rampa entre ellos, en esta se nota que tras el despegue el UAV en la parte ascendente de la señal alcanza los 33 [m] de elevación y decae 11 [m] en la parte descendente, esta elevación es superior por el impulso inicial de despegue, las siguientes subidas del dron son de 20 [m] cada una y esto se repite en todas las demás.



**Figura 3.9.** Tercera señal de prueba de vuelo para el cuadricóptero

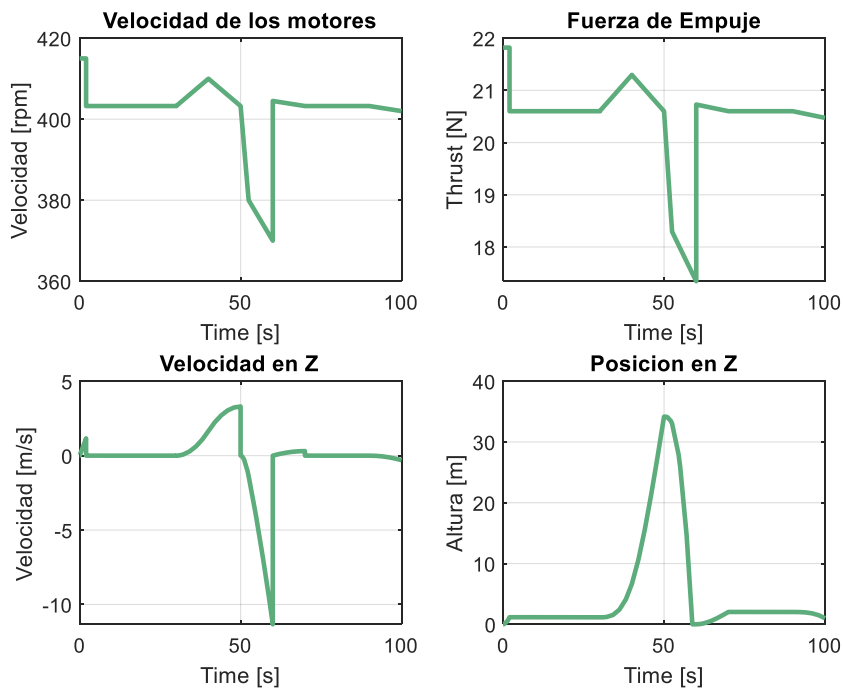
### 3.2.2 DESPEGUE Y ATERRIZAJE DEL HEXACÓPTERO

Como las señales de entrada de velocidad del hexacóptero son similares, los resultados obtenidos son bastante similares, la Figura 3.10 muestra los resultados obtenidos para la primera señal, en este caso tras el despegue alcanza los 1.9 [m] y con la velocidad mayor a la del hovering de 405 [rpm] alcanza los 36 [m] de altura, se mantiene estable y después sube nuevamente.



**Figura 3.10.** Primera señal de prueba de vuelo para el hexacóptero

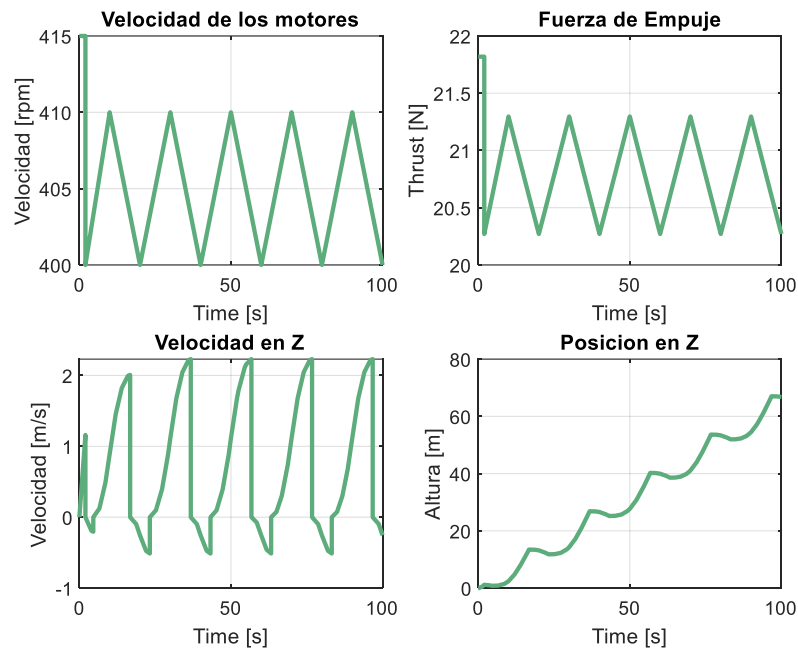
La Figura 3.11 muestra los resultados de simulación para la segunda señal del hexacóptero, tras el despegue el dron alcanza una altura de 2 [m], se mantiene estable durante 30 [s], la rampa de velocidad llega hasta las 410 [rpm], en la cual el dron llega a una altura de 35 [m], y cuando se disminuye la velocidad hasta las 370 [rpm], el UAV desciende en 10 [s], 25 [m], para estabilizarse otros 20 [s] y finalmente descender.



**Figura 3.11.** Segunda señal de prueba de vuelo para el hexacóptero



La Figura 3.12 muestra los resultados para la tercera señal de vuelo del hexacóptero, la señal varía entre las 410 [rpm] y las 400 [rpm], en este caso en la parte ascendente de la señal el dron sube 10 [m], y en la descendente baja 3 [m], esto cada que la señal se repite a excepción del inicio que por el impulso de despegue sube hasta los 2 [m] de altura.



**Figura 3.12.** Tercera señal de prueba de vuelo para el hexacóptero

Con todas estas señales de prueba se concluye que el modelo del cuadricóptero y hexacóptero poseen una dinámica similar, su diferencia radica en cómo llegan a los valores, siendo la dinámica del hexacóptero más “suave” que la del cuadricóptero, esto se debe a la estabilidad que dan los dos motores adicionales, además de que las variaciones de la velocidad deben ser menores para alcanzar la misma altitud. Cabe recalcar que los resultados son obtenidos tras maniobrar directamente con las velocidades de los rotores lo que dificulta el proceso para llegar a alturas deseadas y generar trayectorias es mucho más complejo.

### 3.3 CONCLUSIONES

La realización de este trabajo trae consigo las siguientes conclusiones:

- Los Mini UAV se desarrollaron gracias al avance de tecnologías de miniaturización de la electrónica, consiguiendo eficiencias similares con componentes de menor tamaño y debido al constante desarrollo de los mismos existen varias directrices y normas para la construcción de esta clase de vehículos.

- Los Mini UAV se construyen tras el análisis de las características mecánicas y la integración de componentes electrónicos, cada característica mecánica como la geometría de la posición de los motores, material de construcción y forma de los alerones añade una dinámica distinta dentro del vehículo, y los componentes electrónicos permiten la alimentación, propulsión y control sobre este, estos dos conceptos juntos logran cristalizarse como un mini UAV funcionan.
- Los Mini UAV se clasifican en de tipo rotor giratorio y ala fija, cada uno presenta sus ventajas y desventajas sobre diferentes aplicaciones, enfocándose estas dentro del campo del análisis, según el análisis al que se enfoque ya sea industrial, militar, ambiental o recreativo, los materiales, componentes y estrategias de control que integre el vehículo serán diferentes.
- Los componentes que integran un mini UAV son variados, pero deben poseer la misma línea para su construcción, primero se debe elegir la estructura o esqueleto que albergara el sistema de propulsión, este sistema que abarca los motores y controladores de vuelo y velocidad, estos necesitaran la alimentación de energía para funcionar, también se necesita elegir la forma en la que se comunicara el dron con el piloto y los sensores adicionales permitirán su pleno funcionamiento en la aplicación definida. Debido a la amplitud del mercado existen varias consideraciones de precio para todos estos componentes, para la construcción de unos de estos vehículos el valor mínimo será de 300\$, y dependiendo de la calidad de los componentes el valor ascenderá es por ello que construir un vehículo aéreo es factible si su integración es completamente necesaria dentro de la aplicación a usarse.
- Los cuadricópteros y hexacópteros poseen distintas configuraciones dependiendo de la posición de los rotores que los componen, para los cuadricópteros las más comunes son X y +, y de los hexacópteros son la de hexágono y Y, estas configuraciones proporcionan diferente estabilidad, maniobrabilidad y eficiencia, cada configuración presenta diferentes ventajas y elegir la conveniente depende de la aplicación.
- El modelado matemático de los UAV tanto del cuadricóptero como del hexacóptero analiza la geometría y las fuerzas que actúan dentro del vehículo, para el modelo cinemático se considera el movimiento de referencia del cuerpo sólido en un sistema de rotación y traslación por lo que es similar en ambos casos, el modelado dinámico analiza los torques y fuerzas que se presentan al tomar vuelo y por los 2

rotores adicionales en el hexacóptero este cambia con respecto al cuadricóptero, este modelado es una herramienta para predecir el comportamiento del sistema aeronáutico para poder optimizar su movimiento. Las ecuaciones empleadas dan la base para una simulación precisa y que bien integradas proporcionan un bloque sólido para pruebas de vuelo y posterior implementación de algoritmos de control.

- Las ecuaciones que reflejan el comportamiento de los UAV son implementadas dentro del software de simulación SimuLink por la versatilidad que ofrece el análisis del vuelo además de la representación de los estados que componen el sistema, es así como se obtienen las fuerzas, momentos e interacciones que estos tienen a lo largo del tiempo, incluso permite la interacción de los cambios aerodinámicos que sufre el modelo para predecir de manera precisa su comportamiento sobre todo para observar el despegue y aterrizaje definiendo a las velocidades de los rotores como las variables de entrada.
- Las diferentes señales de prueba se introducen dentro del entorno de simulación tanto en el cuadricóptero como en el hexacóptero demuestran las diferencias que estos modelos poseen, siendo el hexacóptero un vehículo más estable y con una aerodinámica que sufre menos variaciones, y el cuadricóptero un vehículo aéreo más rápido.

### **3.4 RECOMENDACIONES**

- Los parámetros de los UAV provienen del análisis mecánico de los componentes, por ello se sugiere colaborar para obtener estos valores tras realizar pruebas a los drones que se posea dentro de los laboratorios de la facultad así se pueden comparar con el modelo físico y validar los modelos de una forma más práctica.
- Los modelos de los vehículos aéreos son diseñados tras establecer condiciones de vuelo ideales, por lo que se recomienda trabajar el modelo para que estas condiciones no sean restricciones en la aerodinámica y tener una simulación más apegada a la realidad, incluso es aconsejable migrar los datos a plataformas de simulación especializada en la aerodinámica como “ANSYS Fluent” y “XFLR5”, y de análisis de vuelo como “AeroSim” junto la herramienta “UAV Toolbox” del mismo Matlab o SUAVE (Stanford University Aerospace Vehicle Environment).
- Los resultados obtenidos representan de forma simple los estados de los UAV, por lo que es aconsejable familiarizarse con el software de Matlab para representar entornos en 3D, así como varios de los “toolbox” que viene integrados en SimuLink

para trabajar con drones y poder tener una representación visual más amigable e intuitiva.

- El desarrollo de los modelos matemáticos de los vehículos aéreos es el primer paso para desarrollar los algoritmos de control necesarios para el vuelo, por lo que se recomienda que futuros trabajos se enfoquen en el diseño de distintos controladores que sean elaborados considerando la no linealidad del sistema, y que trabajen de forma óptima bajo perturbaciones que en el caso de los vuelos pueden provenir de distintas fuentes

## 4 REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] P. Ramesh y J. Muruga Lal, «Mini Unmanned Aerial Systems (UAV) - A Review of the,» *International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace*, vol. 7, nº 3, 2020.
- [2] C. Guowei, J. Diaz y L. Seneviratne, «A Survey of Small-Scale Unmanned Aerial Vehicles: Recent Advances and Future Development Trends,» *Unmanned Systems*, vol. 2, nº 2, pp. 1-25, 2014.
- [3] M. d. F. Bento, «Unmanned Aerial Vehicles: An Overview,» *Inside GNSS*, pp. 54-61, 2008.
- [4] Federal Aviation Administration, «Small Unmanned Aircraft Systems (UAS) Regulations (Part 107),» United States Department of Transportation, 6 Octubre 2020. [En línea]. Available: <https://www.faa.gov/newsroom/small-unmanned-aircraft-systems-uas-regulations-part-107>. [Último acceso: 6 Junio 2024].
- [5] S. Gaurav, B. Babankumar y M. Lini, «Unmanned Aerial Vehicle Classification, Applications and Challenges: A Review,» *Preprints*, 2018.
- [6] A. A. Laghari, A. K. Jumani, R. A. Laghar y H. Nawaz, «Unmanned aerial vehicles: A review,» *Cognitive Robotics*, vol. 3, pp. 8-22, 2023.
- [7] M. Francesco, D. Marco, G. Mario y S. Francesco, «Using Unmanned Aerial Vehicles (UAV) for High-Resolution Reconstruction of Topography: The Structure from Motion Approach on Coastal Environments,» *Remote Sensing*, vol. 5, nº 12, 2013.
- [8] R. K. Barnhart, S. B. Hottman y E. Shappee, *Introduction to Unmanned Aircraft Systems*, Boca Raton: CRC Press, 2012.

- [9] Z. Qin, X. Tang y Z. Meng, «Conceptual design for a multi-rotor UAV based on variable paddle pitch,» *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 37, p. 5349–5361, 2023.
- [10] C. Lee, S. Kim y B. Chu, «A Survey: Flight Mechanism and Mechanical Structure of the UAV,» *International Journal of Precision Engineering and Manufacturing*, vol. 22, pp. 719-43, 2021.
- [11] P. Ruiperez, «Diseño y Fabricación de un dron mediante impresión 3D,» Universitat Politècnica de Valencia, Valencia, 2016.
- [12] FLYROBO, «DJI F450 Quadcopter drone frame Kit with integrated PCB,» [En línea]. Available: <https://www.flyrobo.in/dji-f450-quadcopter-frame-kit-with-integrated-pcb>. [Último acceso: 6 Junio 2024].
- [13] SmartHobby, «Tall Landing Gear Skid Kit for DJI HJ F450 F550 Quadcopter Multicopter FPV Frame,» [En línea]. Available: <https://www.smarthobby.pk/product-page/tall-landing-gear-skid-kit-for-dji-hj-f450-f550-quadcopter-multicopter-fpv-frame>. [Último acceso: 6 Juni 2024].
- [14] Amazon, «T-MOTOR F40 PRO III KV1600 RED brushless Motor, Unlock Speed bldc Motor FPV for Drone,» [En línea]. Available: <https://www.amazon.co.uk/T-Motor-F40PROIII-KV1600-brushless-Motor/dp/B082V7F45D>. [Último acceso: 6 Junio 2024].
- [15] HOBBYKING, «GemFan 5045 GRP 3-Blade Propellers CW/CCW Set Black,» [En línea]. Available: [https://hobbyking.com/en\\_us/5045-three-blade-propeller-glass-fiber-nylon-1pair-blk.html?\\_\\_store=en\\_us](https://hobbyking.com/en_us/5045-three-blade-propeller-glass-fiber-nylon-1pair-blk.html?__store=en_us). [Último acceso: 6 Junio 2024].
- [16] HOBBYWING, «XRotor PRO 40A ESC (Dual Pack),» [En línea]. Available: <https://www.hobbywingdirect.com/products/xrotor-pro-40a-esc?variant=1306506956>. [Último acceso: 6 Junio 2024].
- [17] GensTattu, «Tattu 1550mAh 4S 120C 14.8V R-Line Version 3.0 Lipo Battery Pack With XT60 Plug,» [En línea]. Available: <https://genstattu.com/ta-rl3-120c-1550-4s1p.html>. [Último acceso: 6 Junio 2024].
- [18] Amazon, «SDT Q6 Pro Battgo Lipo cargador de batería/descargador, cargador de equilibrio descargador 15A 300W DC 2-6S pantalla LCD,» [En línea]. Available: <https://www.amazon.com/ISDT-Battery-Charger-Discharger-Balance/dp/B07ZRG1Z8F>. [Último acceso: 6 Junio 2024].
- [19] PX4 Docs, «Holybro Pixhawk 4,» [En línea]. Available: [https://docs.px4.io/main/en/flight\\_controller/pixhawk4.html](https://docs.px4.io/main/en/flight_controller/pixhawk4.html). [Último acceso: 6 Junio 2024].
- [20] Holybro, «M8N GPS,» [En línea]. Available: <https://holybro.com/products/m8n-gps>. [Último acceso: 6 Junio 2024].
- [21] FrSky, «X8R,» 2020. [En línea]. Available: <https://www.frsky-rc.com/product/x8r/>. [Último acceso: 6 Junio 2024].

- [22] 6SDrones, «FrSky ACCST Taranis Q X7 2.4GHz 16CH Transmitter,» [En línea]. Available: <https://www.6sdrones.com/products/frsky-accst-taranis-q-x7-2-4ghz-16ch-transmitter>. [Último acceso: 6 Junio 2024].
- [23] Matek Systems, «PDB-XT60 W/ BEC 5V & 12V,» [En línea]. Available: <https://www.mateksys.com/?portfolio=pdb-xt60>. [Último acceso: 6 Junio 2024].
- [24] DJI, «ZENMUSE X5S,» [En línea]. Available: <https://www.dji.com/zenmuse-x5s>. [Último acceso: 6 Junio 2024].
- [25] RaceDayQuads, «ImmersionRC Ghost Hybrid UNO V2 2.4GHz Receiver & 20-600mW 5.8GHz 20x20 VTX,» [En línea]. Available: <https://www.racedayquads.com/products/immersionrc-ghost-hybrid-uno-v2-2-4ghz-receiver-20-600mw-5-8ghz-vtx?pb=0>. [Último acceso: 6 Junio 2024].
- [26] RCDrone, «Betaflight Flight Controller Board - F4V3S,» [En línea]. Available: <https://rcdrone.top/products/betaflight-flight-controller-board>. [Último acceso: 1 Febrero 2022].
- [27] M. Idrissi, M. Salami y F. Annaz, «A Review of Quadrotor Unmanned Aerial Vehicles: Applications, Architectural Design and Control Algorithms,» *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 104, nº 22, 2022.
- [28] A. Yaser y M. Askin, «Modelling, Simulation and implementation of Autonomous Unmanned Quadrotor,» 2018.
- [29] E. Nieto y F. Vaca, «Desarrollo de un modelo matemático, cinemático y dinámico con la aplicación de software, para modificar el funcionamiento de un dron, para que este realice monitoreo automático,» *Recimundo*, vol. 4, nº 1, pp. 332-343, 2020.
- [30] S. Bouabdallah, «Dynamic Modeling of UAVs,» Reporte Técnico, Autonomous Systems Laboratory, EPFL, 2006.
- [31] R. Olfati-Saber, *Nonlinear Control of Underactuated Mechanical Systems with Application to Robotics and Aerospace Vehicles*, PhD Tesis, 2001.
- [32] G. Raffo, *Modelado y Control de un Helicoptero Quadrotor*, Sevilla: Universidad de Sevilla , 2007.
- [33] P. Castillo, R. Lozano y A. Dzul, *Modelling and Control of Mini-Flying Machines*, London: Springer , 2005.
- [34] P. Castillo, P. Garcia, R. Lozano y P. Albertos, «Modelado y Estabilización de un Helicóptero con Cuatro Rotores,» *Revista Iberoamericana de Automática e Informática industrial*, vol. 4, nº 1, pp. 41-57, 2009.
- [35] P. Ortiz, *Modelado y control robusto de un Vehículo Aéreo no Tripulado Quadrotor, en ambientes cerrados*, Quito: Tesis, EPN, 2014.
- [36] L. Dang-Khanh, «A Study on the Modeling of a Hexacopter,» *Journal of the Korean Society of Marine Engineering*, vol. 39, nº 10, pp. 1023-1030, 2015.

- [37] S. Muluaem, *Dynamic Modeling and Trajectory Tracking Control of Hexacopter Using Sliding Mode Controller*, Adis Abeba: Tesis, Adis Abeba Science and Technology University, 2019.
- [38] A. Alaimo, V. Artale, C. Milazzo y A. Ricciardello, «Pid controller applied to hexacopter flight,» *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 73, pp. 261-270, 2024.
- [39] I. Moad, S. Mahammad y A. Fawaz, «A Review of Quadrotor Unmanned Aerial Vehicles: Applications, Architectural Design and Control Algorithms,» *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 22, p. 104, 2022.
- [40] T. Magnusson, *Attitude Control of a Hexarotor*, Linköping: Avdelning Institution, Tesis de Masterado, 2014.
- [41] MathWorks, «MATLAB Function,» MATLAB, 2024. [En línea]. Available: [https://la.mathworks.com/help/simulink/slref/matlabfunction.html?searchHighlight=MATLAB%20Function&s\\_tid=srchtitle\\_support\\_results\\_3\\_MATLAB%20Function](https://la.mathworks.com/help/simulink/slref/matlabfunction.html?searchHighlight=MATLAB%20Function&s_tid=srchtitle_support_results_3_MATLAB%20Function). [Último acceso: 15 6 2024].
- [42] Team Blacksheep, «AXISFLYING MANTA 6 DEAD CAT FRAME KIT,» [En línea]. Available: <https://www.team-blacksheep.com/products/product:7704>. [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [43] Amazon, «GEMFAN 8pcs 5043 3-Blade Propellers 5 Inch Props (5.0 x 4.3) CW CCW para RC FPV Drone Quadcopter,» [En línea]. Available: <https://www.amazon.com/-/es/GEMFAN-3-Blade-Propellers-Quadcopter-estrellado/dp/B07R2LJB66>. [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [44] Flying Tech, «Universal Multirotor Crab Landing Gear Kit – Carbon Fibre,» [En línea]. Available: <https://www.flyingtech.co.uk/product/universal-multirotor-crab-landing-gear-kit-carbon-fibre/>. [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [45] Aerial Shop, «T-Motor F40 PRO II 2400 KV,» [En línea]. Available: <https://www.aerial-shop.com/es/motores/136-tmotor-f40-pro-ii-2400-kv.html>. [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [46] Amain Hobbies, «Hobbywing Xrotor-40A Multirotor ESC,» [En línea]. Available: [https://www.amainhobbies.com/hobbywing-xrotor40a-multirotor-esc-hwa30901001/p486673?gad\\_source=1&gclid=CjwKCAjwg8qzBhAoEiwAWagLrErAvMSXMKvPBbM7lvtGwCHH-hlOkvr9zAX4lJe4rmWzL9aAqLEvRoCcTIQAvD\\_BwE](https://www.amainhobbies.com/hobbywing-xrotor40a-multirotor-esc-hwa30901001/p486673?gad_source=1&gclid=CjwKCAjwg8qzBhAoEiwAWagLrErAvMSXMKvPBbM7lvtGwCHH-hlOkvr9zAX4lJe4rmWzL9aAqLEvRoCcTIQAvD_BwE). [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [47] Amazon, «Tattu 1300 mAh 11.1 V 75 C 3S1P Lipo Bateria Pack con XT60 Conector para UAV Drones FPV Racing Quadcopters,» [En línea]. Available: [https://www.amazon.es/1300-mAh-XT60-Conector-Quadcopters-lumenier-210-charpu/dp/B016Q3QQ3O?ref\\_=ast\\_sto\\_dp](https://www.amazon.es/1300-mAh-XT60-Conector-Quadcopters-lumenier-210-charpu/dp/B016Q3QQ3O?ref_=ast_sto_dp). [Último acceso: 19 Junio 2024].

- [48] Vuelo Verde, «Cargador ISDT Q6 PLUS, 300W, 7-32V DC, 2S-6S, 14A,» [En línea]. Available: <https://vueloverde.com/es/cargadores/2231-cargador-isdt-q6-300w-7-32v-dc-2s-6s-14a-4260357697315.html>. [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [49] HobbyKing, «Holybro Kakute F7 Flight Controller AIO,» [En línea]. Available: [https://hobbyking.com/en\\_us/kakute-f7-aio.html](https://hobbyking.com/en_us/kakute-f7-aio.html). [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [50] Amazon, «BN-880 Módulo GPS U8 con Flash HMC5883L Brújula + GPS Antena activa Soporte GPS Glonass Beidou Navegación de coche para Arduino Raspberry Pi Aircraft Pixhawk,» [En línea]. Available: <https://www.amazon.com/-/es/Geekstory-HMC5883L-Navegación-Raspberry-controlador/dp/B078Y6323W?th=1>. [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [51] Amazon, «FrSky R-XSR Ultra SBUS/CPPM D16 16CH Mini receptor de redundancia para RC Multirrotor FPV Racing Drone,» [En línea]. Available: <https://www.amazon.com/-/es/FrSky-receptor-redundancia-Multirrotor-Racing/dp/B074QHJRBC>. [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [52] Amazon, «FrSky Transmisor de acceso Taranis Q X7 de 2.4GHz con batería,» [En línea]. Available: <https://www.amazon.com/-/es/Transmisor-acceso-Taranis-2-4GHz-batería/dp/B08JCKHW6B>. [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [53] JSumo, «Matek PDB-XT60 w/BEC (5V and 12V),» [En línea]. Available: <https://www.jsumo.com/matek-pdb-xt60-wbec-5v-and-12v>. [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [54] Run Cam, «RunCam Swift 2,» [En línea]. Available: <https://shop.runcam.com/runcam-swift-2/>. [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [55] Team Blacksheep, «TBS UNIFY PRO 5G8 V3 (RP-SMA),» [En línea]. Available: [https://www.team-blacksheep.com/products/prod:unify\\_pro](https://www.team-blacksheep.com/products/prod:unify_pro). [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [56] Amazon, «TAROT 680PRO Kit de marco de avión hexacopter plegable de seis ejes TL68P00 695MM 6-Axis Airframe,» [En línea]. Available: <https://www.amazon.com/-/es/680PRO-hexacopter-plegable-TL68P00-Airframe/dp/B00T5VMHJW>. [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [57] AliExpress, «Gemfan-hélice de fibra de carbono 1147 APC CF, multirrotor, CW, CCW, Quadcopter, hexacóptero,» [En línea]. Available: <https://es.aliexpress.com/item/32715406366.html>. [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [58] 3DXR, «TAROT Retractable Landing Gear 16mm / 10mm,» [En línea]. Available: <https://www.3dxr.co.uk/multirrotor-c3/multirrotor-building-parts-c428/retracts-c432/tarot-retractable-landing-gear-16mm-10mm-1-pair-tl65b44-p3922>. [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [59] T-Motor, «MN3508 Navigator Type UAV Multi-Motor KV380,» [En línea]. Available: <https://store.tmotor.com/product/mn3508-motor-navigator-type.html>. [Último acceso: 19 Junio 2024].



- [60] HobbyWing, «XRotor 40A ESC COB,» [En línea]. Available: <https://www.hobbywingdirect.com/products/xrotor-40a-esc?variant=955949541>. [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [61] Amazon, «TATTU Plus 22.2V 25C 10000mAh 6S Lipo Smart Battery Pack con EC5 Plug,» [En línea]. Available: <https://www.amazon.com/-/es/TATTU-22-2V-10000mAh-Battery-versión/dp/B0C6QQ1BXY>. [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [62] Amazon, «ISDT Q8 MAX Battgo Lipo cargador de batería/descargador, cargador de equilibrio descargador 30A 1000W DC 2-8S pantalla LCD digital inteligente cargador de equilibrio de batería Li-Po Li-Hv Li-Ion,» [En línea]. Available: <https://www.amazon.com/-/es/cargador-descargador-equilibrio-pantalla-inteligente/dp/B087CJZTXJ?th=1>. [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [63] Holybro, «Pixhawk 4,» [En línea]. Available: <https://holybro.com/products/pixhawk-4?variant=43534636941501>. [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [64] u-blox, «NEO-M8N-0,» [En línea]. Available: <https://www.u-blox.com/en/product/neo-m8-series>. [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [65] Amazon, «FrSky Acceso a 900MHz de largo alcance R9 Slim+ receptor OTA,» [En línea]. Available: <https://www.amazon.com/FrSky-Access-900MHz-Range-Receiver/dp/B07XQ634PN>. [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [66] Amazon, «FrSky Transmisor Taranis X9D Plus 2019 con último acceso con batería (plata),» [En línea]. Available: [https://www.amazon.com/-/es/Transmisor-Taranis-último-acceso-batería/dp/B08JGBRB39/ref=sr\\_1\\_1?adgrpid=85423642551&dib=eyJ2IjoiMSJ9.5ry2nVi1WSvxQBr4M0KDEH0euxTaCu4h7v\\_uyJ32Ugu-4GDp778e\\_-i1nn--5rCuiQeYdlAQVjkBQgmYJjMqFmAEZkmY3T\\_Dglwvvl4xJqm8v2Hs8wjYMYUMoN5](https://www.amazon.com/-/es/Transmisor-Taranis-último-acceso-batería/dp/B08JGBRB39/ref=sr_1_1?adgrpid=85423642551&dib=eyJ2IjoiMSJ9.5ry2nVi1WSvxQBr4M0KDEH0euxTaCu4h7v_uyJ32Ugu-4GDp778e_-i1nn--5rCuiQeYdlAQVjkBQgmYJjMqFmAEZkmY3T_Dglwvvl4xJqm8v2Hs8wjYMYUMoN5). [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [67] Amazon, «RunCam Split 3 Lite FPV Cámara FOV 165 grados DC 5-20V M12 lente 1080P HD grabación WDR NTSC PAL conmutable para FPV Racing Drone,» [En línea]. Available: <https://www.amazon.com/-/es/RunCam-Cámara-grados-grabación-conmutable/dp/B08D792QTR>. [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [68] Team Blacksheep, «TBS UNIFY PRO 5G8 V3 (RP-SMA),» [En línea]. Available: [https://www.team-blacksheep.com/products/prod:unify\\_pro](https://www.team-blacksheep.com/products/prod:unify_pro). [Último acceso: 19 Junio 2024].
- [69] E. Hemingway y O. Oliver, «Perspectives on Euler angle singularities, gimbal lock,» *Multibody System Dynamics*, vol. 44, pp. 31-56, 2018.

## **5 ANEXOS**

ANEXO I. Modelo en Simulink del Cuadricóptero

ANEXO II. Modelo en Simulink del Hexacóptero

ANEXO III. Funciones en Simulink del Cuadricóptero

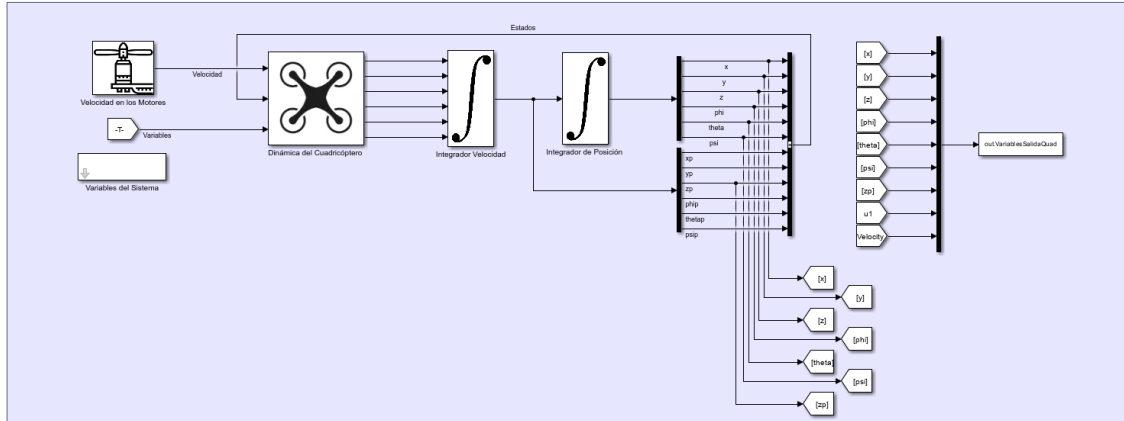
ANEXO IV. Funciones en Simulink del Hexacóptero

# ANEXO I

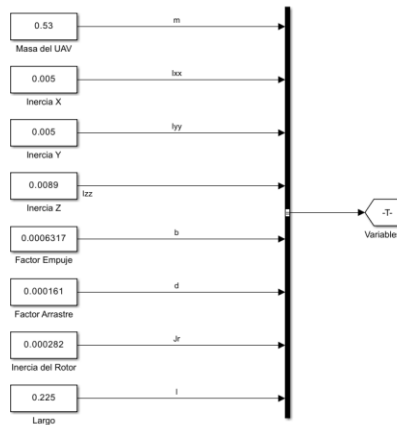
## MODELO EN SIMULINK DEL CUADRICÓPTERO

ESCUELA POLITÉCNICA NACIONAL  
 FACULTAD DE INGENIERÍA ELÉCTRICA Y ELECTRÓNICA  
 TRABAJO DE INTEGRACIÓN CURRICULAR PRESENTADO COMO REQUISITO PARA  
 LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE INGENIERO EN ELECTRÓNICA Y AUTOMATIZACIÓN  
 DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE 2 PROTOTIPOS DE MINIDRONES  
 MODELO TIPO CUADRICÓPTERO

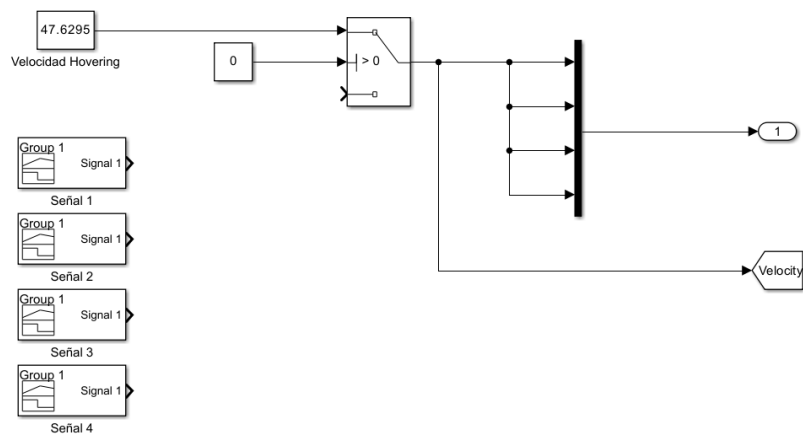
Autor: Joe Granja  
 Director: PhD. Patricio Cruz



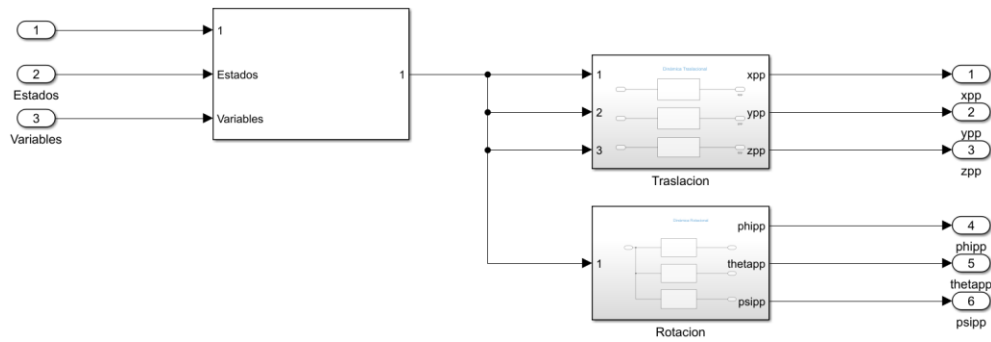
### Parámetros del Cuadricóptero



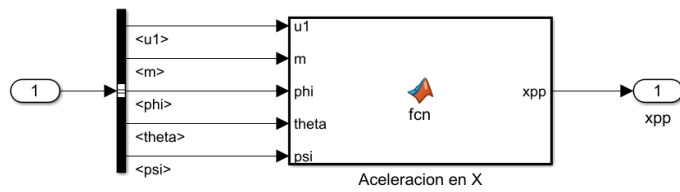
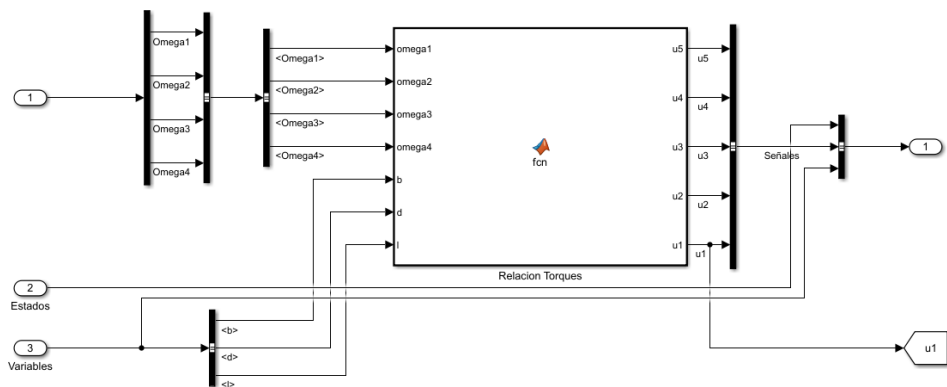
### Señales de Velocidad del Cuadricóptero

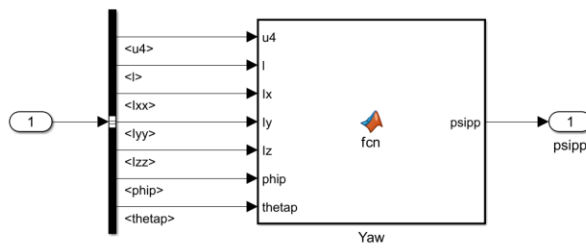
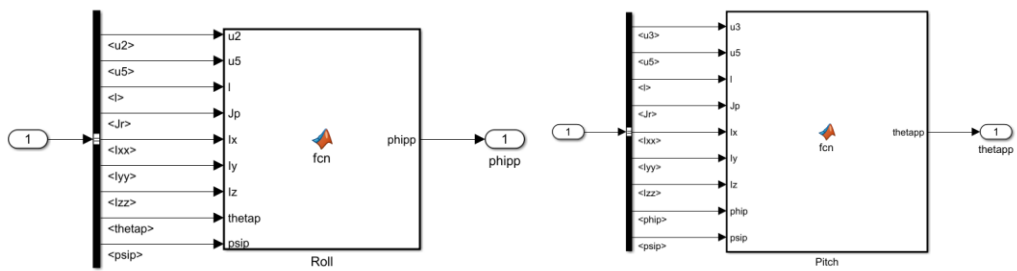
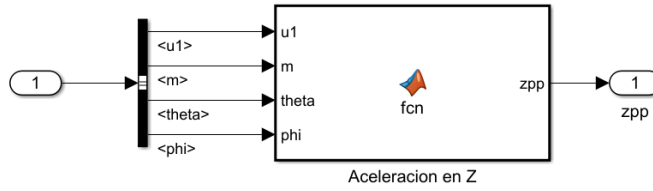
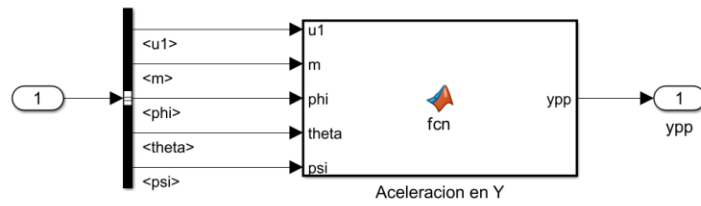


## Modelo del Cuadrícóptero



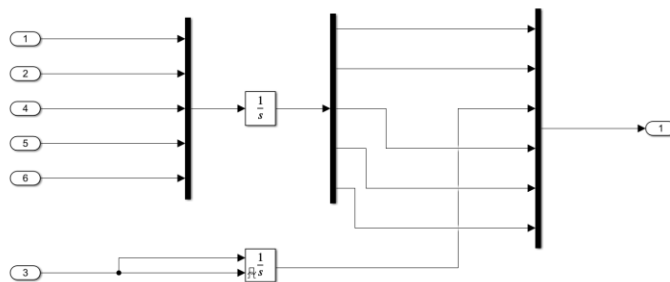
### Dinámica de Empuje y Torques



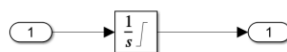


## Integradores del Cuadrícóptero

Integrador de Velocidades



Integrador de Posiciones y Rotaciones



Block Parameters: Integrator1

Integrator  
Continuous-time integration of the input signal.

Parameters

External reset: none

Initial condition source: internal

Initial condition:  
[0 0 0 0 0] <inf doubles>

Limit output

Upper saturation limit:  
[inf inf pi pi/2 pi] <inf doubles>

Lower saturation limit:  
[-inf -inf 0 -pi -pi/2 -pi] <inf doubles>

Wrap state

Show saturation port

Show state port

Absolute tolerance:  
auto

Ignore limit and reset when linearizing

Enable zero-crossing detection

State Name: (e.g., 'position')

''

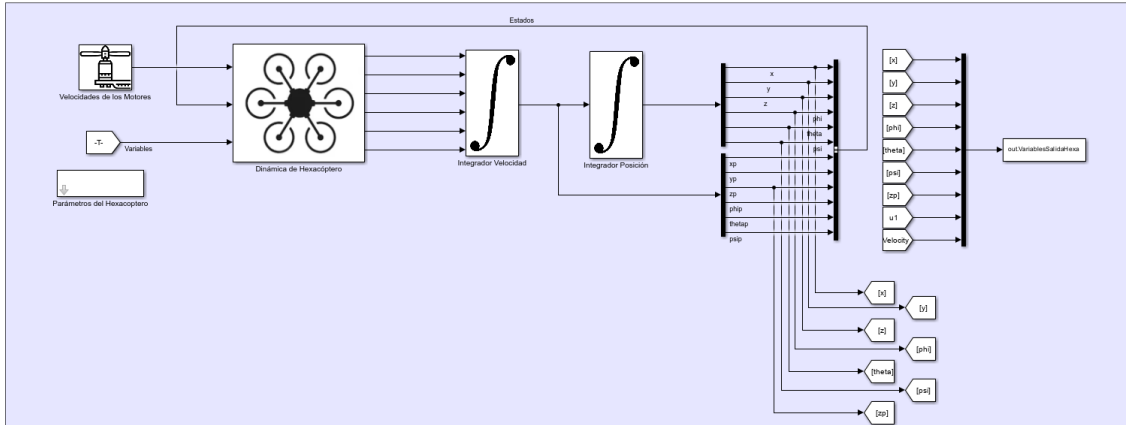
OK Cancel Help Apply

# ANEXO II

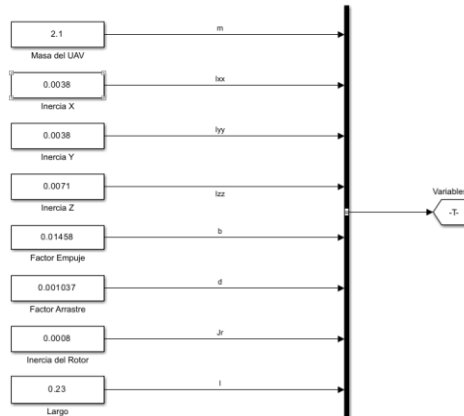
## MODELO EN SIMULINK DEL HEXACÓPTERO

ESCUELA POLITÉCNICA NACIONAL  
 FACULTAD DE INGENIERÍA ELÉCTRICA Y ELECTRÓNICA  
 TRABAJO DE INTEGRACIÓN CURRICULAR PRESENTADO COMO REQUISITO PARA  
 LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE INGENIERO EN ELECTRÓNICA Y AUTOMATIZACIÓN  
 DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE 2 PROTOTIPOS DE MINIDRONES  
 MODELO TIPO HEXACÓPTERO

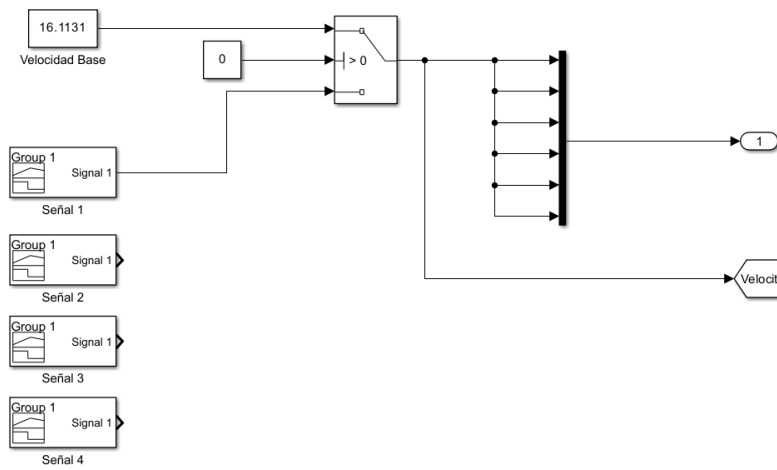
Autor: Joe Granja  
 Director: PH.D. Patricio Cruz



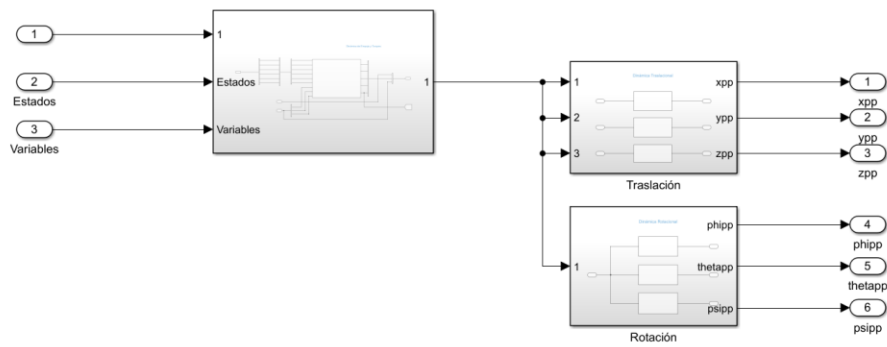
### Parámetros del Hexacóptero



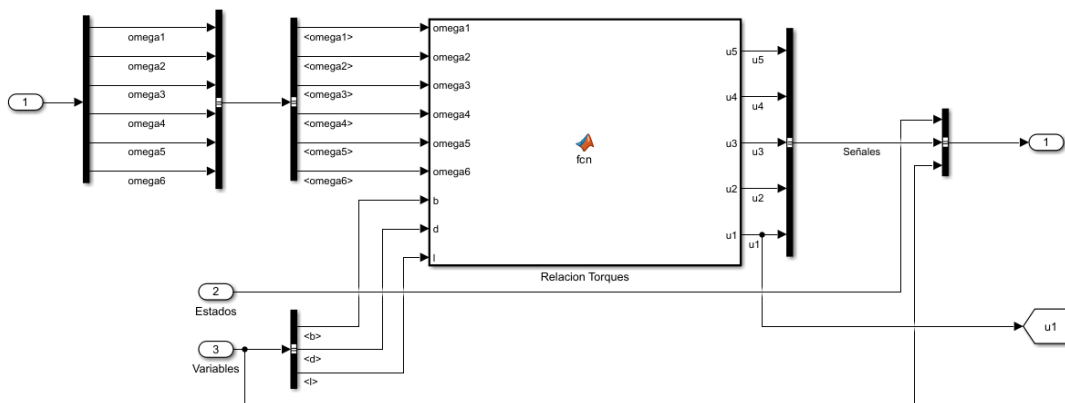
### Señales de Velocidad del Hexacóptero



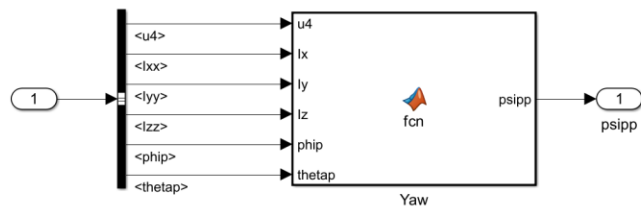
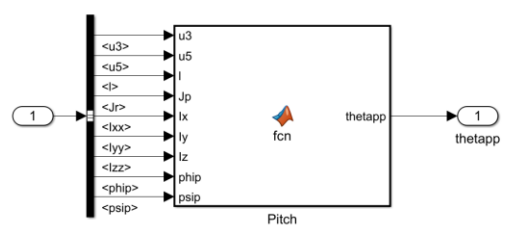
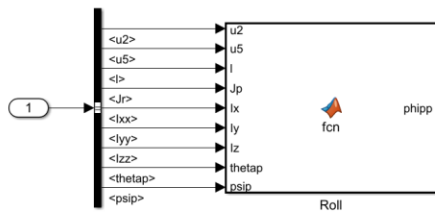
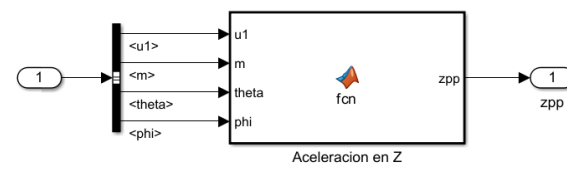
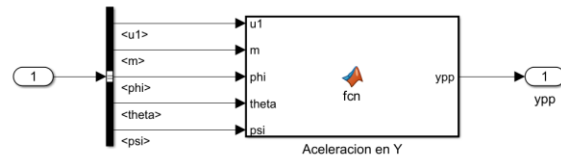
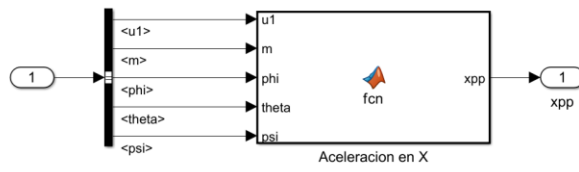
## Modelo del Hexacóptero



### Dinámica de Empuje y Torques

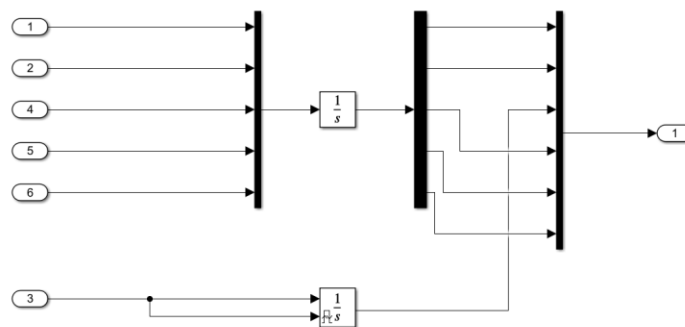




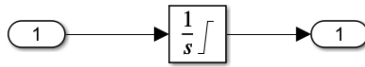


## Integradores del Hexacóptero

### Integrador de Velocidades



## Integrador de Posiciones y Rotaciones



Block Parameters: Integrator1

Integrator  
Continuous-time integration of the input signal.

Parameters

External reset: none

Initial condition source: internal

Initial condition:  
[0 0 0 0 0]

Limit output

Upper saturation limit:  
[inf inf pi pi/2 pi]

Lower saturation limit:  
[-inf -inf 0 -pi -pi/2 -pi]

Wrap state

Show saturation port

Show state port

Absolute tolerance:  
auto

Ignore limit and reset when linearizing

Enable zero-crossing detection

State Name: (e.g., 'position')

OK Cancel Help Apply

## ANEXO III

### FUNCIONES EN SIMULINK DEL CUADRICÓPTERO

#### Relación de Torques

```
function [u5,u4,u3,u2,u1] = fcn(omega1,omega2,omega3,omega4,b,d,l)
```

```
u1=b*(omega1^2+omega2^2+omega3^2+omega4^2);  
u2=b*1*(omega2^2-omega4^2);  
u3=b*1*(omega3^2-omega1^2);  
u4=d*(omega1^2+omega3^2-omega2^2-omega4^2);  
u5=omega2+omega4-omega1-omega3;
```

#### Dinámica Traslacional

##### Aceleración en X

```
function xpp = fcn(u1,m,phi,theta,psi)
```

```
xpp=(u1/m)*((cos(phi)*sin(theta)*cos(psi))+(sin(phi)*sin(psi)));
```

##### Aceleración en Y

```
function ypp = fcn(u1,m,phi,theta,psi)
```

```
ypp=(u1/m)*((cos(phi)*sin(theta)*sin(psi))-(sin(phi)*cos(psi)));
```

##### Aceleración en Z

```
function zpp = fcn(u1,m,theta,phi)  
g=9.81;
```

```
zpp=((u1/m)*(cos(phi)*cos(theta)))-g;
```

#### Dinámica Rotacional

##### Roll

```
function phipp = fcn(u2,u5,l,Jp,Ix,Iy,Iz,thetap,psip)
```

```
phipp=thetap*psip*((Iy-Iz)/Ix)-(Jp*u5*thetap/Ix)+(1/Ix)*u2;
```

##### Pitch

```
function thetapp = fcn(u3,u5,l,Jp,Ix,Iy,Iz,phip,psip)
```

```
thetapp=phip*psip*((Iz-Ix)/Iy)+((Jp*psip*u5)/Iy)+(1/Iy)*u3;
```

## Yaw

```
function psipp = fcn(u4,l,Ix,Iy,Iz,phip,thetap)
```

```
psipp=thetap*phip*((Ix-Iy)/Iz)+(u4/Iz);
```

## ANEXO IV

### FUNCIONES EN SIMULINK DEL HEXACÓPTERO

#### Relación de Torques

```
function [u5,u4,u3,u2,u1] =  
fcn(omega1,omega2,omega3,omega4,omega5,omega6,b,d,l)  
  
u1=b*(omega1^2+omega2^2+omega3^2+omega4^2+omega5^2+omega6^2);  
u2=1*b*((-(omega1^2)/2)-omega2^2-  
(omega3^2)/2)+(omega4^2)/2+omega5^2+(omega6^2)/2);  
u3=(sqrt(3)/2)*1*b*(omega1^2-(omega3^2)-(omega4^2)+omega6^2);  
u4=d*((-(omega1)^2)+omega2^2-(omega3^2)+omega4^2-(omega5^2)+omega6^2);  
u5=omega2+omega4+omega6-omega1-omega3-omega5;
```

#### Dinámica Traslacional

##### Aceleración en X

```
function xpp = fcn(u1,m,phi,theta,psi)  
  
xpp=(-1/m)*(sin(theta)*cos(psi)*cos(phi)+sin(psi)*sin(phi))*u1;
```

##### Aceleración en Y

```
function ypp = fcn(u1,m,phi,theta,psi)  
  
ypp=(1/m)*(sin(theta)*cos(phi)*sin(psi)-cos(psi)*sin(phi))*u1;
```

##### Aceleración en Z

```
function zpp = fcn(u1,m,theta,phi)  
g=9.81;  
  
zpp=((1/m)*cos(phi)*cos(theta)*u1)-g;
```

#### Dinámica Rotacional

##### Roll

```
function phipp = fcn(u2,u5,l,Jp,Ix,Iy,Iz,thetap,psip)  
  
phipp=thetap*psip*((Iy-Iz)/Ix)+(thetap*(Jp*u5/Ix))+(1/Ix)*u2;
```

##### Pitch

```
function thetapp = fcn(u3,u5,l,Jp,Ix,Iy,Iz,phip,psip)
```

```
thetapp=phip*psip*((Iz-Ix)/Iy)-(phip*(Jp*u5/Iy))+(1/Iy)*u3;
```

### **Yaw**

```
function psipp = fcn(u4,Ix,Iy,Iz,phip,thetap)
```

```
psipp=thetap*phip*((Ix-Iy)/Iz)+(1/Iz)*u4;
```