



DIVISIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO E INVESTIGACIÓN

**“SISTEMA DE MEDICIÓN DE LA POSE Y ESTIMACIÓN DE
LA POSICIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO”**

T E S I S

PRESENTADA COMO REQUISITO PARCIAL
PARA OBTENER EL GRADO DE:

MAESTRO EN INGENIERÍA ELECTRÓNICA

ING. CARLOS MADRID SOLIS

Director:

DR. GUILLERMO VALENCIA PALOMO

Codirector:

DR. FRANCISCO RONAY LÓPEZ ESTRADA

Dedicatoria

Esta tesis esta dedicada a:

A mis padres Raúl y Leticia quienes con su amor, paciencia y esfuerzo me han permitido llegar a cumplir hoy un sueño más, gracias por inculcar en mi el ejemplo de esfuerzo y valentía, de no temer las adversidades porque Dios esta conmigo siempre.

A mi hermano Raúl por su cariño y apoyo incondicional, durante todo este proceso, por estar conmigo en todo momento, gracias. A toda mi familia porque con sus oraciones, consejos y palabras de aliento hicieron de mi una mejor persona y de una u otra forma me acompañan en todos mis sueños y metas.

Finalmente quiero dedicar esta tesis a todos mis amigos, por apoyarme cuando mas los necesito, por extender su mano en momentos difíciles y por el amor brindado cada día.

Agradecimientos

Quiero expresar mi gratitud a Dios, quien con su bendición llena siempre mi vida y a toda mi familia por estar siempre presentes.

Mi profundo agradecimiento a todas las autoridades y personal que hacen la División de Estudios de Posgrado e Investigación, por confiar en mí, abrirme las puertas y permitirme realizar todo el proceso de investigación dentro de su institución.

De igual manera mis agradecimientos al Instituto Tecnológico de Hermosillo, a toda el área de Posgrado, a mis profesores quienes con la enseñanza de sus valiosos conocimientos hicieron que pueda crecer día a día como profesional, gracias a cada una de ustedes por su paciencia, dedicación, apoyo incondicional y amistad.

Finalmente quiero expresar mi mas grande y sincero agradecimiento al Dr. Guillermo Valencia Palomo, principal colaborador durante todo este proceso, quien con su dirección, conocimiento, enseñanza y colaboración permitió el desarrollo de este trabajo.

Resumen

Esta tesis presenta la instrumentación de una plataforma experimental para la medición y estimación de estados de un vehículo aéreo no tripulado (VANT), específicamente un cuadricóptero. El principal problema radica en que los equipos utilizados para realizar estudios con los VANT son demasiado costosos, por lo que el objetivo del proyecto es desarrollar una plataforma de pruebas para el estudio de estas aeronaves en el Instituto Tecnológico de Hermosillo. En esta tesis se revisan los requerimientos para desarrollar dicha plataforma y su respectiva instrumentación para el estudio de los vehículos aéreos no tripulados. Se plantea obtener un sistema tipo cardán instrumentado para funcionar como plataforma experimental con capacidad de monitorear y estimar 12 parámetros de vuelo: 6 rotacionales medibles (3 ángulos y 3 velocidades angulares) y 6 traslacionales estimados (3 distancias y 3 velocidades lineales) del VANT. Para el monitoreo de los estados medibles se utilizan sensores tipo encoder para medir la posición rotacional dentro de la plataforma, además se utiliza el protocolo Mavlink para poder obtener datos de la tarjeta de vuelo del VANT, para su posterior estudio. Para obtener los estados estimados se utiliza el Filtro de Kalman para sistemas lineales y el Filtro de Kalman Extendido para sistemas no lineales, los cuales estiman las posiciones traslacionales.

De este trabajo resulta una plataforma de pruebas totalmente instrumentada para el estudio de los VANT tipo cuadricóptero.

Abstract

This thesis presents the instrumentation of an experimental platform for the measurement and estimation of states of an unmanned aerial vehicle (UAV), specifically a quadcopter-type UAV. The main problem is that the equipment for conducting experimental test with UAVs are expensive, therefore, the objective of the project is to develop a test platform for the study of a UAV at the Technological Institute of Hermosillo. In this thesis the requirements to develop the platform and its respective instrumentation for the study of unmanned aerial vehicles are reviewed. The aim is to obtain an instrument-type system to function as an experimental platform capable of monitoring and estimating 12 flight parameters: 6 rotational measurable parameters (3 angles and 3 angular velocities) and 6 estimated translational parameters (3 distances and 3 linear velocities). In order to monitor the measurable states, encoding sensors of the rotational positions were used within the platform. To monitor the estimated states a Kalman filter and an Extended Kalman Filter were used, which estimate the translational positions. Moreover, the Mavlink protocol was used to obtain data from the on board UAV flight card for further data analysis.

In summary, this work presents a fully instrumented test platform for the study of a quadcopter-type UAVs.

Índice general

Lista de figuras	III
Lista de tablas	VII
1. Introducción	1
1.1. Antecedentes	1
1.2. Planteamiento del problema	3
1.3. Hipótesis	3
1.4. Objetivo	4
1.4.1. Objetivo general	4
1.4.2. Objetivos específicos	4
1.5. Justificación	4
1.6. Metas y alcances	5
1.7. Descripción de la estructura de la tesis	5
2. Marco teórico	7
2.1. Estado del arte	7
2.2. Conceptos básicos	12
2.2.1. VANT	12
2.2.2. Encoder	13
2.2.3. Mavlink	14
2.2.4. Tarjeta de adquisición de datos	16
2.2.5. Banco de pruebas para multirrotores	16
2.3. Conclusiones	17
3. Modelado de un VANT de tipo cuadrirrotor	18
3.1. Modelado del cuadrirrotor	18
3.1.1. Ángulos de Euler	21
3.1.2. Ecuaciones de movimiento traslacional	24
3.1.3. Ecuaciones de movimiento rotacional	27
3.2. Linealización del modelo matemático	32

3.3.	Filtros de Kalman	34
3.3.1.	Filtro de Kalman	34
3.3.2.	Filtro de Kalman Extendido	36
3.4.	Fusión de datos usando los Filtros de Kalman	37
3.4.1.	Método 1	37
3.4.2.	Método 2	38
3.5.	Conclusiones	38
4.	Interfaz gráfica y sistema desarrollado	40
4.1.	Descripción de la plataforma	40
4.2.	Diseño del cuadrirrotor	43
4.3.	Diseño de la interfaz gráfica	44
4.4.	Funcionamiento del sistema	53
4.5.	Conclusión	59
5.	Resultados	60
5.1.	Validación numérica y comparativa	60
5.2.	Validación experimental	66
5.3.	Conclusiones	69
6.	Conclusiones	70
6.1.	Conclusiones finales	70
6.2.	Aportaciones	70
6.3.	Trabajos futuros y recomendaciones	71
	Referencias	73

Índice de figuras

1.1. VANT tipo cuadrirrotor.	1
2.1. Plataforma experimental utilizada en [24].	8
2.2. Plataforma experimental con articulación esférica presentada en [28].	8
2.3. Plataforma experimental para un PVTOL descrito en [17].	9
2.4. Plataforma para PVTOL presentada en [8].	10
2.5. Plataforma experimental para caracterizar motores sin escobillas de los VANT.	10
2.6. Cámaras del sistema de captura de movimiento Vicon [®]	11
2.7. QBALL 2	12
2.8. Señales de un Encoder.	13
2.9. Estructura de un paquete de datos del protocolo de comunicación Mavlink.	14
2.10. Banco de pruebas Quanser [®] de 3 grados de libertad.	16
3.1. Esquema de un cuadrirrotor sus los marcos de referencia inercial y no inercial.	20
3.2. Rotación de los ángulos de Tait-Bryan.	23
3.3. Movimiento de alabeo (<i>roll</i>) del cuadrirrotor.	24
3.4. Movimiento de cabeceo (<i>pitch</i>) del cuadrirrotor.	25
3.5. Movimiento de guiñada (<i>yaw</i>).	25
4.1. Diseño 3D de plataforma experimental.	41
4.2. Esquema de conexión de la plataforma experimental.	42
4.3. VANT montado en la plataforma de pruebas.	42
4.4. Diagrama 3D del VANT	43
4.5. Pantalla principal de <i>Mission Planner</i>	45
4.6. Programación de la comunicación serial entre PC-dispositivo.	47
4.7. Programación de la comunicación con el VANT.	48
4.8. Módulo de <i>MathScript</i> [®]	49
4.9. Módulo de <i>Control Design and Simulation</i> [®]	50

4.10. Programación para el guardado de datos utilizando el MS Office Report®.	52
4.11. Programación para el modelo 3D del VANT.	53
4.12. Pantalla principal del sistema.	53
4.13. Pantalla de datos del sistema.	54
4.14. Pantalla de gráficas obtenidas del VANT a través del Mavlink.	54
4.15. Pantalla de gráficas obtenidas del la plataforma tipo cardán utilizando los datos de encoders.	55
4.16. Pantalla de gráficas obtenidas a través de la fusión de datos.	55
4.17. Pantalla de <i>Aerospace</i>	56
4.18. Pantalla de base de datos.	56
4.19. Pantalla del Filtro de Kalman: estimaciones.	57
4.20. Pantalla del Filtro de Kalman: gráficas de las estimaciones rotacionales.	58
4.21. Pantalla del Filtro de Kalman: gráficas de las estimaciones traslacionales.	58
4.22. Pantalla del Filtro de Kalman Extendido: gráficas de las estimaciones traslacionales.	59
4.23. Pantalla del Filtro de Kalman Extendido: gráficas de las estimaciones traslacionales.	59
5.1. Simulación de los movimientos rotacionales del VANT utilizando las señales simuladas del encoder, del VANT (IMU), los filtros de Kalman Extendidos (EKF Encoder e IMU), las fusiones de datos (Fusión 1 y 2) y el modelo no lineal (Modelo).	61
5.2. Simulación de las velocidades rotacionales del VANT utilizando las señales simuladas del encoder, del VANT (IMU), los filtros de Kalman Extendidos (EKF Encoder e IMU), las fusiones de datos (Fusión 1 y 2) y el modelo no lineal (Modelo).	62
5.3. Simulación de los movimientos traslacionales del VANT utilizando los filtros de Kalman Extendidos (EKF Encoder e IMU), las fusiones de datos (Fusión 1 y 2) y el modelo no lineal (Modelo).	62
5.4. Simulación de las velocidades traslacionales del VANT utilizando los filtros de Kalman Extendidos (EKF Encoder e IMU), las fusiones de datos (Fusión 1 y 2) y el modelo no lineal (Modelo).	62
5.5. Simulación de los movimientos rotacionales del VANT utilizando las señales simuladas del encoder, del VANT (IMU), los filtros de Kalman (KF Encoder e IMU) y el modelo no lineal (Modelo).	63

5.6.	Simulación de las velocidades rotacionales del VANT utilizando las señales simuladas del encoder, del VANT (IMU), los filtros de Kalman (KF Encoder e IMU) y el modelo no lineal (Modelo).	63
5.7.	Simulación de los movimientos traslacionales del VANT utilizando los filtros de Kalman (KF Encoder e IMU) y el modelo no lineal (Modelo).	63
5.8.	Simulación de los movimientos traslacionales del VANT utilizando los filtros de Kalman (KF Encoder e IMU) y el modelo no lineal (Modelo).	64
5.9.	Error cuadrático medio a lo largo del tiempo del modelo contra los sensores.	64
5.10.	Error cuadrático medio a lo largo del tiempo del modelo contra los Filtros de Kalman.	65
5.11.	Error cuadrático medio a lo largo del tiempo del modelo contra los Filtros de Kalman Extendidos.	65
5.12.	Error cuadrático medio a lo largo del tiempo del modelo contra las Fusiones de datos con Filtros de Kalman Extendidos. . . .	65
5.13.	Valores de las posiciones rotacionales obtenidos experimentalmente mediante encoders, datos del VANT (IMU), Filtros de Kalman Extendidos (EKF Encoder e IMU) y Fusiones de datos (Fusión 1 y 2).	66
5.14.	Valores de las velocidades rotacionales obtenidos experimentalmente mediante encoders, datos del VANT (IMU), Filtros de Kalman Extendidos (EKF Encoder e IMU) y Fusiones de datos (Fusión 1 y 2).	67
5.15.	Valores de las posiciones traslacionales obtenidas experimentalmente los Filtros de Kalman Extendidos (EKF Encoder e IMU) y Fusiones de datos (Fusión 1 y 2).	67
5.16.	Valores de las posiciones traslacionales obtenidas experimentalmente los Filtros de Kalman Extendidos (EKF Encoder e IMU) y Fusiones de datos (Fusión 1 y 2).	67
5.17.	Valores de las posiciones rotacionales obtenidos experimentalmente mediante encoders, datos del VANT (IMU) y Filtros de Kalman (KF Encoder e IMU).	68
5.18.	Valores de las velocidades rotacionales obtenidos experimentalmente mediante encoders, datos del VANT (IMU) y Filtros de Kalman (KF Encoder e IMU).	68
5.19.	Valores de las posiciones traslacionales obtenidas experimentalmente mediante los Filtros de Kalman (KF Encoder e IMU).	68

5.20. Valores de las velocidades traslacionales obtenidas experimentalmente mediante los Filtros de Kalman (KF Encoder e IMU). 69

Lista de tablas

2.1. Explicación de la paquetería de datos Mavlink	15
3.1. Nomenclatura empleada en modelado matemático del cuadri- rrotor.	19

Capítulo 1

Introducción

1.1. Antecedentes

Los vehículos aéreos no tripulados (VANT o UAV por sus siglas en inglés) son una clase de vehículos aéreos no tripulados capaces de realizar diferentes tipos de misiones de manera automática o semiautomática. Actualmente existen una gran variedad de este tipo de aeronaves, las cuales se clasifican principalmente en tres tipos de acuerdo con la estructura de ala que poseen: ala fija, batiente y rotativa. Este trabajo se centra en VANTs de ala rotativa, específicamente en los de tipo cuadirrotor como el que se muestra en la Figura 1.1.



Figura 1.1: VANT tipo cuadirrotor.

Se han desarrollado una gran cantidad de aplicaciones para los VANT, los cuales incluyen búsqueda de personas desaparecidas; fotografía, vídeo y topografía área; prevención y control de incendios; seguridad y aplicaciones militares; agricultura; entre muchas otras.

En los últimos años se observa cómo ha ido incrementando el interés en estudiar estos vehículos, esto es debido a su gran versatilidad para realizar diferentes tareas, que logran con gran éxito gracias a las características que los componen. Entre las características con las que cuenta el VANT está su reducido tamaño para poder volar en espacios estrechos, su versatilidad para despegues y aterrizajes verticales sobre todo tipo de áreas, la gran velocidad que pueden alcanzar para realizar tareas de manera rápida y eficaz, además de un movimiento rotacional y traslacional en todas las direcciones con mínima dificultad. Todas estas ventajas entre otras lo hacen perfecto para llevar tareas peligrosas en las cuales el hombre podría resultar herido o simplemente imposible de realizarlas, lo cual lo ha hecho ideal para misiones del ejército, o tareas de fotografía en áreas de difícil acceso.

Los vehículos aéreos no tripulados están teniendo gran relevancia por su gran utilidad en multitareas, pero para realizar tales tareas no solo se necesitan componentes físicos de alta calidad, a la par, es necesario desarrollar algoritmos de control que logren definir un vuelo correcto y preciso del vehículo.

Durante el vuelo las aeronaves están sujetas a una multitud de factores que afectan negativamente la precisión y funcionamiento correcto del sistema, por lo que es necesario un estudio constante para mejorar los sistemas de control del VANT, simulando todas estas inclemencias y creando nuevos algoritmos que contrarresten estos problemas.

Por la necesidad de desarrollar y crear mejores VANT, los investigadores han estado desarrollando nuevas estrategias de control que ayuden a eficientar el proceso y además eliminar todas esas interferencias que sufre el vehículo durante el vuelo. En el área de control automático se han desarrollado estrategias de control basándose en controladores PID [29], control por Backstepping [22], controladores no lineales [12], control por modos deslizantes [5] y controladores LPV [16]. Al desarrollar estos nuevos métodos de control, es necesario hacer experimentos en zonas controladas antes de llevar los vehículos a campo abierto, por lo cual se han desarrollado simulacros de vuelo para poder probar las nuevas estrategias sin dañar el vehículo [2].

Un VANT puede volar en diferentes condiciones ambientales, por lo cual para realizarse pruebas es necesario utilizar una multitud de parámetros, además que debe realizarse en lugares más grandes para evitar que se dañe la aeronave, pero tal tarea recurre a más costo. Entonces es necesario desarrollar equipos de prueba para los VANT, que se puedan utilizar en espacios reducidos y que simulen o recreen el ambiente en el que va a operar en la práctica. Lo anterior se refiere que, al desarrollar equipos o plataformas para experimentar se reduce el riesgo que representa el probar los vehículos en áreas abiertas, donde se pudieran perder o pudiera causar algún daño físico

al mismo vehículo y/o a otras personas. Por otro lado, se reducen los gastos que implica mantener el área, traslados y equipo necesario para la medición de las variables implicadas.

Para el desarrollo de las nuevas estrategias de control ha sido necesario crear plataformas experimentales en las cuales se puedan probar y experimentar dentro de áreas controladas, y así poder controlar los parámetros correspondientes en cada situación, en las cuales se hacen multitud de experimentos controlados, así como monitorear todas las variables necesarias además de poder probar más parámetros de prueba, como es el medio ambiente, para conseguir los mejores resultados en el desarrollo y mejora de los VANT. Las variables necesarias que se deben medir para estas pruebas son las rotacionales (ángulos y velocidades angulares) y las traslacionales (distancia y velocidad). Para tales experimentos y pruebas es necesario utilizar sensores, cámaras de vídeo, y otros dispositivos de precisión para poder medir las variables que se tienen del VANT para luego poder analizarlas. Finalmente, se necesita una validación para saber que las pruebas tienen éxito, para lo cual es necesario que el vehículo pueda volar y trasladarse.

Con los avances en la tecnología y la investigación, se ha ido mejorando en gran medida las técnicas para control de los vehículos aéreos, pero tal tarea aún sigue en marcha, por lo cual es importante y necesario seguir con la investigación y desarrollo para mejorar el desempeño, eficiencia y seguridad del vuelo de los VANT.

1.2. Planteamiento del problema

Actualmente el desarrollo de nuevos métodos de control para los VANT va en incremento, pero se necesitan dispositivos de alta precisión (como lo son sensores, cámaras de vídeo, controladores, entre otros), para poder medir las variables que intervienen en su dinámica para poder validar los desarrollos. El principal problema es que estos dispositivos son costosos y se desea crear una herramienta alternativa para poder estudiar los VANT. Asimismo, tampoco se cuenta con un área extensa para poder realizar pruebas de vuelo, por lo que el espacio es restringido.

1.3. Hipótesis

Mediante el desarrollo e instrumentación de un sistema basado en un giroscopio que sirva como plataforma de prueba de vuelo de un VANT, es posible medir directamente las variables asociadas a la rotación del vehículo

aéreo y estimar las variables asociadas a su traslación.

1.4. Objetivo

Este trabajo tiene los siguientes objetivos general y específicos.

1.4.1. Objetivo general

Desarrollar e instrumentar una plataforma que permita la medición de las variables rotacionales y la estimación de las variables traslacionales de un VANT de tipo cuadrirrotor.

1.4.2. Objetivos específicos

- Estudiar de las técnicas de modelado de VANTs.
- Replicar en SolidWorks® el diseño de la plataforma mecánica del giroscopio.
- Realizar la instrumentación con encoders y anillos colectores el giroscopio.
- Diseñar una plataforma virtual basada en LabVIEW® que interprete las señales de los encoders.
- Desarrollar el modelo matemático de un VANT.
- Implementar en la plataforma virtual las mediciones y estimaciones de las variables para su visualización en el entorno virtual.
- Evaluar del funcionamiento de la estructura ya instrumentada.

1.5. Justificación

Los VANT están teniendo gran relevancia en los últimos tiempos, debido a su gran versatilidad para realizar una gran multitud de tareas, por lo cual el estudio para desarrollar nuevas técnicas de control va en constante crecimiento. El mercado de los VANT ha ido en gran incremento en los últimos años, esto se debe que con el paso del tiempo han estado aumentando las tareas que puede realizar la aeronave, cada vez más enfocadas en el ámbito civil. En años anteriores los VANT eran de uso exclusivo militar, pero con las nuevas tecnologías no tardó tiempo en desarrollarse nuevas aplicaciones, entre las

que están la agricultura, fotografía aérea, topografía, rescate en desastres naturales, entre otros. Por estos mismos acontecimientos, muchos empresarios han empezado a invertir millones de dólares en el desarrollo de los VANT, lo cual se debe a su auge en el mercado actual.

Por tal necesidad se está volviendo indispensable incrementar los estudios en el área de los VANT, pero para tal tarea es necesario crear áreas controladas para una correcta medición, por lo cual cada vez se desarrollan más plataformas experimentales que sean capaces de monitorear los diferentes parámetros que genera el vuelo de la aeronave.

Sabiendo la importancia que tienen los actuales estudios de los VANT, se pretende construir una plataforma experimental que sea capaz de monitorear las diferentes variables de vuelo del VANT.

1.6. Metas y alcances

El desarrollo de la plataforma se limita para el uso de VANTs de cuatro rotores y no contempla pruebas de control del mismo, por lo tanto, el proyecto se basará principalmente en la medición de los estados de la aeronave. Las metas son:

- Desarrollo del prototipo de plataforma experimental para VANTs.
- Instrumentación de la plataforma de pruebas.
- Medición de los 12 parámetros correspondientes del VANT: 6 parámetros medibles (3 ángulos y 3 velocidades angulares) y 6 parámetros estimados (3 distancias y 3 velocidades traslacionales).

1.7. Descripción de la estructura de la tesis

Esta tesis cuenta con seis capítulos:

En el Capítulo 2 se plantea el Marco Teórico, el cual incluye el estudio del estado del arte y se incluyen varios conceptos de relevancia para ayudar a entender mejor el presente documento.

En el Capítulo 3 se desarrolla el modelo no lineal del VANT tipo cuadrirrotor empleando las ecuaciones Newton-Euler y su versión linealizada. También se detalla el filtro de Kalman para modelos lineales, y el filtro de Kalman Extendido para modelos no lineales. Para concluir se analizan dos tipos de fusiones de datos utilizando los filtros de Kalman.

En el Capítulo 4 se describe la plataforma experimental y su instrumentación. También se detalla el desarrollo de software que incorpora el monitoreo de las variables medibles y los algoritmos para la estimación de las variables.

En el Capítulo 5 se presentan los resultados del trabajo.

En el Capítulo 6 se presentan las conclusiones y se plantean los trabajos futuros propuestos.

Capítulo 2

Marco teórico

Este capítulo presenta el estado del arte y definiciones relevantes para entender mejor este documento. En la Sección 2.1 se presenta el estado del arte, el cual es una investigación de trabajos anteriores en los cuales se desarrollaron dispositivos o estructuras de pruebas para investigar a los vehículos aéreos no tripulados. En la Sección 2.2 se presentan definiciones importantes que se estarán tratando en el documento presente. En la Sección 2.3 se darán las conclusiones del capítulo, resumiendo el contenido del mismo.

2.1. Estado del arte

Los VANT han entrado con gran fuerza en el mercado mundial, lo cual ha llevado a un incremento exponencial en los estudios sobre el control y mejora de las aeronaves. Esto ha llevado a desarrollar plataformas experimentales que sean capaces de monitorear el vuelo de los VANT por medio de diferentes sensores y cámaras de video. Algunos trabajos previos desarrollados sobre plataformas experimentales se presentan a continuación.

En [24] se diseñó y construyó una plataforma experimental la cual consta con un mecanismo tipo cardán que habilita el movimiento y estabilización del VANT en tres ejes de libertad. Sin embargo, la plataforma es puramente mecánica y no incorpora sistemas de medición, además el material de la plataforma es demasiado pesado, por lo tanto el VANT llega tener dificultades para moverse rotacionalmente. Esta plataforma se utilizó para la implementación de dos lazos de control para la estabilización del movimiento angular de cabeceo y alabeo, permitiendo una correcta orientación del VANT con respecto a su eje central, como se muestra en la Figura 2.1.

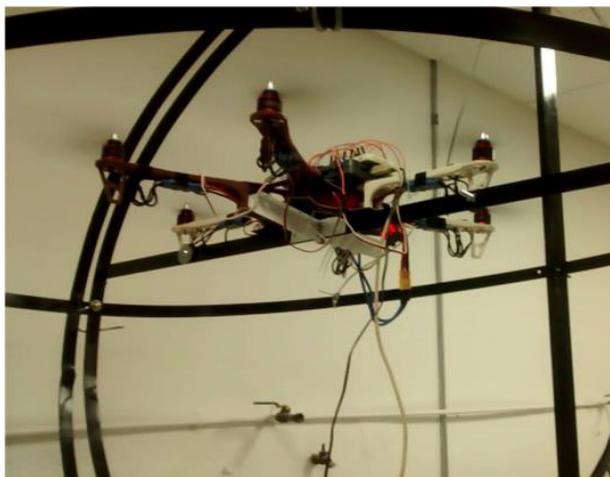


Figura 2.1: Plataforma experimental utilizada en [24].

En [28] se diseñó e implementó una plataforma experimental capaz de moverse en 6 grados de libertad, lo cual se debe a que la base tiene una articulación esférica, permitiendo al VANT poder moverse con mayor libertad de movimientos, como se muestra en la Figura 2.2. Con los sensores incluidos en la plataforma esta es capaz de calcular el empuje y el arrastre de las propelas, con lo cual se obtiene una plataforma experimental capaz de calcular los parámetros del VANT. La plataforma es capaz de medir el movimiento rotacional, pero presenta ruido en sus sensores, por lo cual tienen un error en la precisión de sus mediciones, además la plataforma fue diseñada solo para cuadrotores, por lo cual esta se debe modificar para poder utilizar otros tipos de aeronaves.

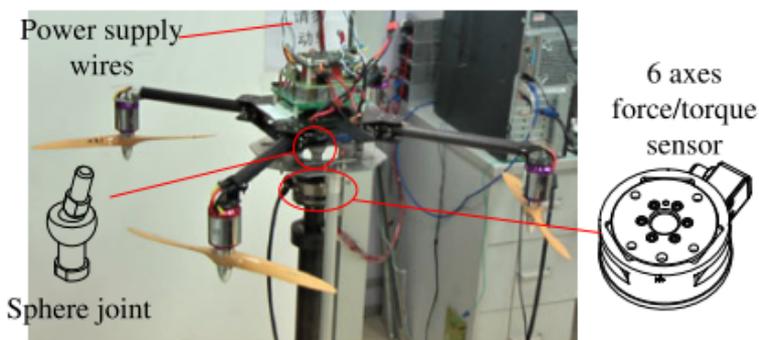


Figura 2.2: Plataforma experimental con articulación esférica presentada en [28].

En [17] se presentó el diseño e implementación de un VANT simplificado

de dos rotores conocido como PVTOL, el cual es un tipo de aeronave con dos propelas con la capacidad de despegar y aterrizar en una posición vertical, además de presentar una plataforma experimental para esta aeronave. En este trabajo se implementó un esquema de control jerárquico para seguir la trayectoria y obtener el movimiento traslacional y el ángulo rotacional del PVTOL. En los experimentos se utilizó una cámara de vídeo como sistema visión y una Tarjeta NI myRIO[®] conectada a LabVIEW[®] para poder medir las variables y realizar el modelado. La plataforma experimental se muestra en la Figura 2.3. La desventaja de este trabajo es que solo esta hecho para los PVTOL, los cuales solo despegan y aterrizan verticalmente, sin tener movimientos en un tercer plano, lo cual los diferencia de los VANT con tres o mas rotores.

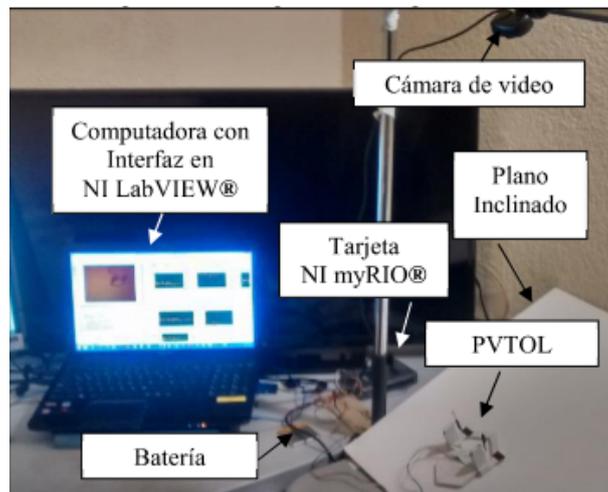


Figura 2.3: Plataforma experimental para un PVTOL descrito en [17].

En [8] se construyó y diseñó una plataforma experimental para poder validar un algoritmo de control simple para la estabilización de un PVTOL, como se muestra en la Figura 2.4. La plataforma cuenta con un sistema visión para poder capturar los movimientos rotacionales y traslacionales del PVTOL. La desventaja es que solo esta hecho la plataforma para los PVTOL, descartando otros tipos de aeronaves.



Figura 2.4: Plataforma para PVTOL presentada en [8].

En [1] se presentó una plataforma experimental para realizar pruebas y caracterizar motores sin escobillas como los utilizados en los VANTs. Esta plataforma se muestra en la Figura 2.5. Aunque no es propiamente una plataforma experimental para la prueba de VANTs sirve para hacer pruebas con los motores que utilizan algunos tipos de VANT, analizando y realizando diferentes pruebas para estudiar los motores que conforman a las aeronaves. Tal trabajo fue validado con equipos de alta calidad de un laboratorio de instrumentación, verificando la calidad de las mediciones.

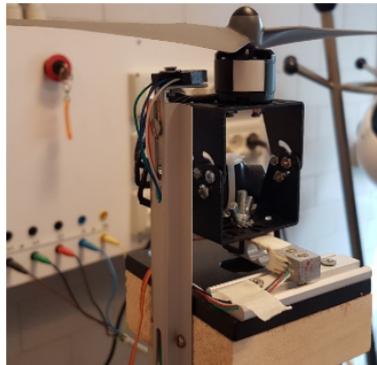


Figura 2.5: Plataforma experimental para caracterizar motores sin escobillas de los VANT.

Finalmente, sin duda alguna lo más recomendable para la validación y experimentación con VANTs son los sistemas de captura de movimientos. Los sistemas de captura de movimiento son sistemas que utilizan técnicas de fotogrametría [20]. En este tipo de tecnología se fijan marcas activas o pasivas al VANT a seguir y se almacena la posición de las marcas. Las marcas pasivas son iluminadas por fuentes de radiación (infrarrojos, o incluso ultrasonidos) y los rayos son reflejados hacia un detector. Las marcas activas emiten rayos

hacia el detector por ellas mismas. El detector (cámara) refleja solo la posición (del rayo) de cada marca individual y almacena las coordenadas x, y, z ; las imágenes no se almacenan. Estos resultados son a posteriori procesados matemáticamente y de esta forma se calculan todos los parámetros cinemáticos del movimiento. Uno de los sistemas comercialmente disponibles para el estudio de VANTs es el sistema de la marca VICON® [27], cuyas cámaras infrarojas se muestran en la Figura 2.6. Sin embargo, su mayor desventaja es el costo que se encuentra muy por encima de las plataformas experimentales previamente mostradas.



Figura 2.6: Cámaras del sistema de captura de movimiento Vicon®.

Asimismo, la empresa canadiense Quanser® ofrece soluciones completas para la experimentación con VANTs que incluyen tanto al vehículo aéreo como el sistema de captura de movimientos y software apropiado para su operación. El producto es el Quanser® QBall 2® [19], el cual es una plataforma de ala giratoria interior adecuada para una amplia variedad de aplicaciones de investigación de los VANTs, incluyendo modelado y control de vehículos, planificación de movimiento, evitación de obstáculos, fusión de sensores, tolerante a fallas control, operación autónoma y de supervisión, navegación avanzada con agentes múltiples, entre otros. Diseñado para uso seguro en laboratorios de interiores, el QBall 2® es un helicóptero cuadrirrotor, encerrado en una jaula de fibra de carbono, como se muestra en la figura 2.7. La jaula protege el vehículo y garantiza un funcionamiento seguro en un entorno de laboratorio interior. Para medir los sensores incorporados y los motores de accionamiento, el QBall 2® utiliza la tarjeta de adquisición de datos (DAQ) incorporada de Quanser y una computadora incrustada inalámbrica. El QBall 2® incluye un sistema de captura de movimientos de la marca OptiTrack®.



Figura 2.7: QBALL 2

2.2. Conceptos básicos

2.2.1. VANT

Dron derivado por asimilación del inglés *drone*, significa, literalmente, *zángano*; con este término se designa a diversos tipos de vehículos aéreos no tripulados. En una primera etapa, la palabra *drone* aludía a aparatos básicamente de uso militar y con aspecto similar al de un avión, por lo que se extendió la expresión *avión no tripulado* como sinónimo del término, la cual puede considerarse adecuada en muchos casos. La denominación *vehículo aéreo no tripulado* (VANT), proviene del inglés *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV). Es también utilizada la denominación *sistema aéreo no tripulado*, del inglés *Unmanned Aerial System* (UAS). Extendidos hace unos años al uso civil y más recientemente al recreativo, el uso de los VANT ha generado situaciones críticas de seguridad, que hicieron necesaria la elaboración de normativas para su uso, como se hizo en Europa y otros países de América. Por este motivo, la Secretaría de Comunicaciones y Transportes de los Estados Unidos Mexicanos, comunicó la norma Oficial Mexicana PROY-NOM-107-SCT3-2016, que establece los requerimientos para operar un sistema de aeronave pilotada a distancia (RPAS) en el espacio aéreo mexicano [6].

2.2.2. Encoder

El encoder es un componente electromecánico que traduce la rotación de un eje a señales eléctricas, que luego se pueden retroalimentar para cerrar el lazo a través de un controlador de movimiento. De esta manera, el sistema puede controlar la posición del eje de un motor, la velocidad, el perfil de velocidad y el par, y también monitorear las paradas u otras condiciones de falla. Una vez que se conoce la posición del eje y la dirección del movimiento, la electrónica puede utilizar circuitos analógicos o procesamiento digital para determinar la velocidad e incluso la aceleración del motor del eje [25].

Las salidas *en bruto* del codificador son la señal primaria o en fase, a menudo llamada señal A, y una señal de cuadratura (90°) desplazada de la pista primaria, a menudo llamada señal B.

Para girar en una dirección, A conduce a B en 90° , para contra-rotación, B conduce a A en 90° . Por lo tanto, al observar las dos señales y su fase relativa, se determina la dirección de rotación, como se muestra en la Figura 2.8. La electrónica asociada del codificador produce pulsos de *cuenta ascendente* o pulsos de *cuenta regresiva* que el controlador del sistema puede usar para determinar la posición relativa, la velocidad e incluso la aceleración.

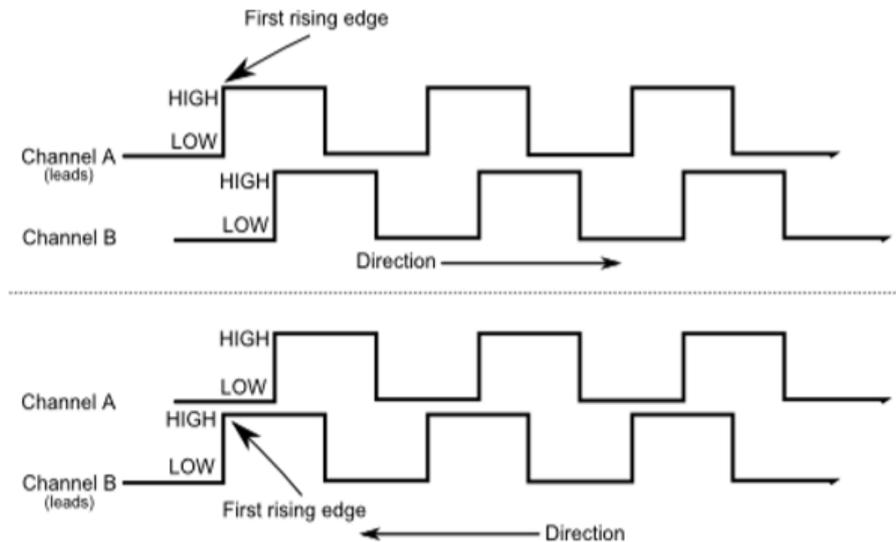


Figura 2.8: Señales de un Encoder.

2.2.3. Mavlink

Mavlink [23] es un protocolo de comunicación especialmente desarrollado para el intercambio de información entre la estación de control en tierra y VANTs. Este protocolo de comunicación fue diseñado a modo de una librería muy ligera que posee la información necesaria para el intercambio de mensajes llevados a cabo en la comunicación con VANTs. Dicha información se encuentra contenida en ficheros .xml, lo que permite que esta pueda ser estructurada y empaquetada empleando diferentes lenguajes de programación, consiguiendo así facilitar el desarrollo de soluciones software para VANTs. El protocolo Mavlink es muy fácil de integrar en cualquier sistema, tanto del vehículo como en la estación de control ya que la definición de los mensajes se realiza mediante cabeceras en lenguaje C. A pesar de que la librería contiene una útil variedad de mensajes, es posible crear nuevos mensajes personalizados. Mavlink posee licencia LGPL (GNU Lesser General Public License) lo que posibilita su uso tanto en proyectos close-source como open-source. El paquete Mavlink consiste en una secuencia codificada de bytes. En la Figura 2.9 se presenta la estructura de un paquete Mavlink.

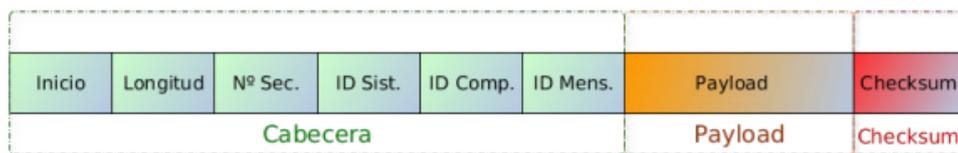


Figura 2.9: Estructura de un paquete de datos del protocolo de comunicación Mavlink.

Como se puede observar en la Figura 2.9, la cabecera está conformada por un conjunto de 6 bytes que indican diferentes metadatos asociados al mensaje. En la Tabla 2.1 se explica la función de cada byte de la cabecera:

Paquetería de datos	
Byte	Descripción
Inicio	Este byte indica el comienzo del paquete Mavlink.
Longitud	Indica el número de bytes que se van a enviar como <i>payload</i> del mensaje. Puede tomar un valor entre 0 y 255.
Número de secuencia	Muestra el número de paquete enviado según su pertenencia a la secuencia de los mismos con el objetivo de reordenar estos en el destino o detectar paquetes perdidos. Puede tomar un valor entre 0 y 255.
Identificación del sistema	Identifica el sistema, mediante un número natural, que ha enviado el mensaje permitiendo diferenciar entre sistemas de la misma red. Puede tomar un valor entre 0 y 255.
Identificación del componente del sistema	Señala, con un número natural, el componente de dicho sistema que ha enviado el mensaje permitiendo de este modo diferenciar varios componentes dentro del mismo sistema. Puede tomar un valor entre 0 y 255.
Identificación del mensaje	Indica el tipo de mensaje enviado, señalando cómo se tiene que leer el <i>payload</i> que viene a continuación. Utilizando un <i>símil</i> , es una leyenda que indica cómo se debe leer y traducir la carga útil del mensaje. Puede tomar un valor entre 0 y 255.

Tabla 2.1: Explicación de la paquetería de datos Mavlink

En el *payload* o carga útil del paquete es donde se encuentra la información que se desea transmitir, su tamaño se especifica en el segundo byte de la cabecera correspondiente a la longitud del mensaje. Puede transportar desde 0 hasta 255 bytes de datos. El control de errores se realiza gracias a la información del *checksum*.

2.2.4. Tarjeta de adquisición de datos

La adquisición de datos (DAQ) [10], es el proceso de medir con una PC un fenómeno eléctrico o físico como voltaje, corriente, temperatura, presión o sonido. Un sistema DAQ consiste en sensores, hardware de medidas DAQ y una PC con software programable. El hardware DAQ actúa como la interfaz entre una PC y señales del mundo exterior. Funciona principalmente como un dispositivo que digitaliza señales analógicas entrantes para que una PC pueda interpretarlas. Los tres componentes clave de un dispositivo DAQ usado para medir una señal son el circuito de acondicionamiento de señales, convertidor analógico-digital (ADC) y un bus de PC. Varios dispositivos DAQ incluyen otras funciones para automatizar sistemas de medidas y procesos. Por ejemplo, los convertidores digitales-analógicos (DACs) envían señales analógicas, las líneas de E/S digital reciben y envían señales digitales y los contadores/temporizadores cuentan y generan pulsos digitales.

2.2.5. Banco de pruebas para multirrotores

Los bancos de pruebas experimentales se usan para probar equipos dentro de áreas seguras, para evitar daños a terceros o al mismo equipo. Existen una gran variedad de bancos de pruebas o *test bench* para su uso en VANTs tipo multirrotores, cada uno diseñado para un propósito en específico, dependiendo de qué es lo que desea estudiar o analizar. Existen bancos de pruebas para probar los motores del VANT, así como también existen bancos de pruebas para simular el vuelo dentro de un área segura. Un ejemplo de un banco de pruebas es el mostrado en la Figura 2.10, el cual es un sistema simplificado de un VANT de la empresa Quanser[®] de tres grados de libertad que sirve para probar algoritmos de control en cuadrirrotores en modo de vuelo estacionario.



Figura 2.10: Banco de pruebas Quanser[®] de 3 grados de libertad.

2.3. Conclusiones

En este capítulo se presentó el estado del arte e importantes definiciones. Con la presentación de las plataformas reportadas en la literatura se pudo conocer otros trabajos en los cuales se presentan alternativas de dispositivos para estudiar a los VANT. Con ello se da evidencia que aun existe trabajo por hacer, principalmente para construir una mejor plataforma que sea capaz de medir los movimientos rotacionales del VANT con mayor precisión, además de poder medir otros estados mediante otros sensores. Asimismo se presentaron definiciones que estarán presentes en los capítulos siguientes, lo cual ayudará a comprender mejor este trabajo. En el capítulo siguiente se verá el modelado matemático del vehículo aéreo no tripulado tipo cuadirrotor empleado en este trabajo.

Capítulo 3

Modelado de un VANT de tipo cuadirrotor

El objetivo de este capítulo es obtener el modelo dinámico no lineal de un VANT de tipo cuadirrotor así como un modelo simplificado lineal del mismo empleando las ecuaciones Newton-Euler. Asimismo se presentan dos filtros que serán utilizados para la estimación de otras variables. Este capítulo está organizado de la siguiente manera: En la Sección 3.1 se presenta la forma de obtener el modelo dinámico no lineal de un VANT de tipo cuadirrotor empleando las ecuaciones de Newton-Euler. En la Sección 3.2 se presenta el modelo linealizado del VANT empleando la expansión por series de Taylor. En la Sección 3.3 se presenta el Filtro de Kalman para sistemas Lineales y el filtro de Kalman Extendido para sistemas no lineales. En la Sección 3.4 se presentan dos tipos de fusiones de datos empleando los filtros de Kalman. En la Sección 3.5 se presentan las conclusiones del capítulo.

3.1. Modelado del cuadirrotor

En esta sección se presenta el modelo dinámico de un vehículo aéreo tipo cuadirrotor empleando las ecuaciones de Newton-Euler [14, 15]. En el desarrollo que se lleva a cabo a continuación se considera un vehículo de cuatro rotores como el mostrado en la Figura 3.1. Asimismo, se definen dos marcos de referencia: el marco de referencia inercial denotado por $\{I\}$ y el marco de referencia no inercial o de cuerpo rígido denotado por $\{B\}$. La nomenclatura empleada se encuentra descrita en la Tabla 3.1.

Nomenclatura	
Símbolo	Descripción
$m \in \mathbb{R}$	Masa total del cuadrirrotor.
$I \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$	Tensor de inercia del cuadrirrotor.
$R \in SO(3)$	Matriz de rotación ortonormal.
$\omega \in \mathbb{R}^3$	Vector de velocidad angular del cuadrirrotor.
r	Vector de posición del centro de masa del cuadrirrotor expresado en el marco de referencia inercial $\{I\}$.
v	Vector de velocidad lineal del centro de masa del cuadrirrotor expresado en el marco de referencia inercial $\{I\}$.
F_i	Empuje generado por el i -ésimo rotor a lo largo de la dirección normal al plano definido por los rotores.
L	Distancia del centro de masa del cuadrirrotor al centro de cada rotor medida a lo largo del plano definido por los cuatro rotores.
M_i	Par generado por el i -ésimo rotor a lo largo del eje z .
F	Empuje total.
$\bar{\tau}_o$	Vector de par total debido a todas las fuerzas y los momentos externos.
η	Vector de orientación del cuadrirrotor en el marco de referencia inercial $\{I\}$ con $\eta = [p, q, r]^T$.
ξ	Vector de velocidad angular del cuadrirrotor expresado en el sistema de referencia $\{B\}$, con $\xi = [p, q, r]^T$.

Tabla 3.1: Nomenclatura empleada en modelado matemático del cuadrirrotor.

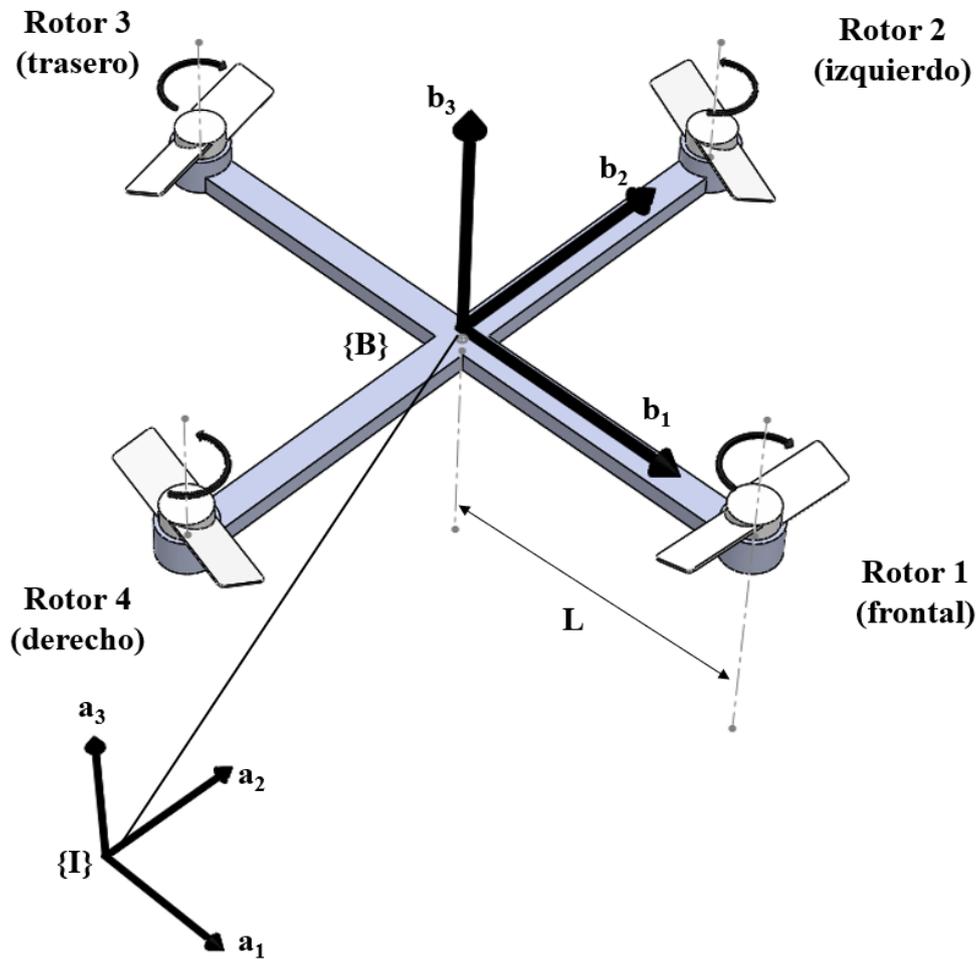


Figura 3.1: Esquema de un cuadrirrotor sus los marcos de referencia inercial y no inercial.

Un vehículo cuadrirrotor consiste en cuatro rotores idealmente idénticos y sus propelas (hélices), las cuales están ubicados en los vértices de un cuadrado. Las propelas generan un empuje en dirección perpendicular al plano definido por los rotores.

El modelo dinámico de un cuadrirrotor consiste en un conjunto de ecuaciones diferenciales que describen sus movimientos rotacional y traslacional. Por lo tanto, el estudio que se lleva a cabo a continuación se dividirá en dos partes, una enfocada en el análisis traslacional y otro centrado en el movimiento rotacional del cuadrirrotor. Para la obtención de las ecuaciones que describen toda la dinámica de un cuadrirrotor se requiere conocer los efectos que tienen las fuerzas y los pares que producen los motores en su conjunto

para la cual se tiene el formalismo de Newton-Euler para un cuerpo rígido con masa m y sujeto a fuerzas externas:

$$\sum F_i = m\dot{V}_i \quad (3.1)$$

$$\sum M = I\dot{\omega} + \omega \times I\omega \quad (3.2)$$

La ecuación vectorial (3.1) representa la dinámica de la parte traslacional, donde F_i es la fuerza externa aplicada al cuadrirrotor, V_i es la velocidad lineal expresada en el plano; $V_i = (v_x, v_y, v_z)$. Adicionalmente la ecuación vectorial (3.2) representa la dinámica de la parte rotacional del cuadrirrotor; M es el momento externo alrededor de cada eje del cuadrirrotor y I es el tensor de inercia expresado sobre el plano y la velocidad rotacional se expresa $\omega = (p, q, r)$.

3.1.1. Ángulos de Euler

La rotación de un cuerpo rígido se obtiene mediante ángulos de Euler. La definición más utilizada en ingeniería aeroespacial de los ángulos de Euler es la conocida como ángulos de Tait-Bryan. A continuación se presenta el desarrollo para obtener la matriz de rotación R que describe la posición angular del cuadrirrotor teniendo como base los tres ángulos de rotación: alabeo (*roll*) ϕ , cabeceo (*pitch*) θ y guiñada (*yaw*) ψ .

Un cuerpo sólido rígido está caracterizado por un sistema de coordenadas ligado a él y con origen en su centro de masa. El sistema de ejes ligado a él está determinado por $\{B\} = [\vec{x}_L, \vec{y}_L, \vec{z}_L]$ donde el eje \vec{x}_L es la dirección normal de ataque del cuerpo rígido, \vec{y}_L es ortogonal a \vec{x}_L y es positivo hacia la derecha mirando en el sentido positivo de éste, mientras que \vec{z}_L está orientado en sentido ascendente y ortogonal al plano $\vec{x}_L O \vec{y}_L$. El sistema de coordenadas inercial $\{I\} = [\vec{x}, \vec{y}, \vec{z}]$ se considera fijo con respecto a la tierra. Se determina la orientación del cuerpo rígido dado por una matriz de rotación $R(\eta) : \{B\} \rightarrow \{I\}$.

Existen varias definiciones de los ángulos de Euler para representar la orientación relativa de dos sistemas coordenados. En este trabajo se utiliza la convención zxy (giro alrededor de x , y' , z'') conocida como ángulos Tait-Bryan.

Los ángulos de Tait-Bryan se utilizan para describir una rotación general en el espacio Euclídeo tridimensional a través de tres rotaciones sucesivas en torno de ejes del sistema móvil en el cual están definidos.

La rotación de un cuerpo rígido en el espacio se realiza mediante tres rotaciones sucesivas. La rotación sobre el eje \vec{z} de ψ , el primer giro es el

correspondiente al ángulo *yaw* o de guiñada, ψ , y se realiza sobre el eje \vec{z} :

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (3.3)$$

La rotación sobre el eje \vec{x} de ϕ , el segundo giro alrededor del eje \vec{x} y a partir del nuevo, eje \vec{y}_L con el ángulo *roll* o de balanceo, ϕ , para dejar al eje \vec{y}_L en su posición final:

$$\begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix}. \quad (3.4)$$

La rotación sobre el eje \vec{y} de θ , el tercer giro y la última rotación corresponde al ángulo *pitch* o de cabeceo, θ y se realiza alrededor del eje \vec{y} a partir del nuevo eje \vec{y}_L para dejar al cuadricóptero en su posición final:

$$\begin{bmatrix} x_3 \\ y_3 \\ z_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}. \quad (3.5)$$

Las matrices de rotación definen algebraicamente una rotación en un espacio 3D considerando un ángulo en el que está girando, las matrices de rotación tienen las siguientes propiedades:

- Sus ejes de coordenadas son vectores ortogonales.
- Su determinante es igual a uno.
- Al ser una matriz ortogonal su transpuesta es igual a su inversa.

El marco global es el punto en donde comienza la primera rotación; es decir la posición original del cuerpo. Para obtener las coordenadas donde se ubica la posición del cuadricóptero se usan transformaciones que involucran a la matriz de rotación $R(\psi, \phi, \theta)$. En la Figura 3.2 se pueden ver las representaciones de las tres rotaciones.

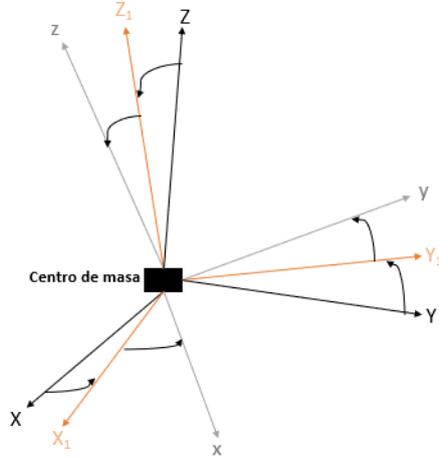


Figura 3.2: Rotación de los ángulos de Tait-Bryan.

Las matrices de rotación que representan la orientación del cuerpo rígido rotando alrededor de cada eje se definen como:

$$R(z, \psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad (3.6)$$

$$R(x, \phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix}; \quad (3.7)$$

$$R(y, \theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}. \quad (3.8)$$

La matriz de rotación completa R , esta dada por:

$$R = R(z, \psi) \times R(x, \phi) \times R(y, \theta). \quad (3.9)$$

Finalmente se obtiene la matriz de rotación que describe los tres movimientos, descrita en la ecuación 3.10:

$$R = \begin{bmatrix} C\psi C\theta - S\phi S\psi S\theta & -C\phi S\psi & C\psi S\theta + C\theta S\phi S\psi \\ C\psi S\theta + C\phi S\psi S\theta & C\phi C\psi & S\psi S\theta - C\theta S\phi C\psi \\ -C\phi S\theta & S\phi & C\phi C\theta \end{bmatrix}; \quad (3.10)$$

donde S, C representan las funciones trigonométricas de seno y coseno respectivamente.

3.1.2. Ecuaciones de movimiento traslacional

Sean los sistemas de referencia inercial $\{I\}$ y del cuadrirrotor $\{B\}$ como se muestra en la Figura 3.1. El sistema de referencia $\{B\}$ se encuentra unido al centro de masa del cuadrirrotor.

El vector b_1 coincide con la dirección de avance del cuadrirrotor. Los cuatro rotores se encuentran alineados con los vectores $b_1, b_2, -b_1$ y $-b_2$, respectivamente. Los rotores 1 y 3 giran alrededor del eje definido por $-b_3$. La orientación del cuadrirrotor con respecto al sistema de referencia $\{I\}$ se obtiene por medio de la matriz de rotación R , la cual se parametriza empleando los ángulos de alabeo (*roll*, ϕ), cabeceo (*pitch*, θ) y guiñada (*yaw*, ψ). Estos representan una rotación con respecto a los ejes x, y y z , respectivamente. Siguiendo la convención zxy , la orientación del cuadrirrotor en el sistema de referencia $\{I\}$ puede expresarse por medio de la matriz de rotación $R(\eta)$ de la siguiente manera:

$$R(\eta) : \{B\} \rightarrow \{I\}; \quad (3.11)$$

$$R(\eta) = R_{z,\psi} R_{x,\phi} R_{y,\theta}; \quad (3.12)$$

$$= \begin{bmatrix} C\psi C\theta - S\phi S\psi S\theta & -C\phi S\psi & C\psi S\theta + C\theta S\phi S\psi \\ C\psi S\theta + C\phi S\psi S\theta & C\phi C\psi & S\psi S\theta - C\theta S\phi C\psi \\ -C\phi S\theta & S\phi & C\phi C\theta \end{bmatrix}. \quad (3.13)$$

Donde $R(\eta) \in SO(3)$, $\eta = [\phi, \theta, \psi]^T \in \mathbb{R}^3$; dando un ángulo ϑ , las expresiones C_ϑ, S_ϑ corresponden a las funciones $\cos(\vartheta)$ y $\sin(\vartheta)$, respectivamente.

En un cuadrirrotor, el movimiento de alabeo se obtiene aumentando (reduciendo) la velocidad de un motor lateral, mientras se reduce (aumenta) la velocidad del motor lateral opuesto como se muestra en la Figura 3.3.

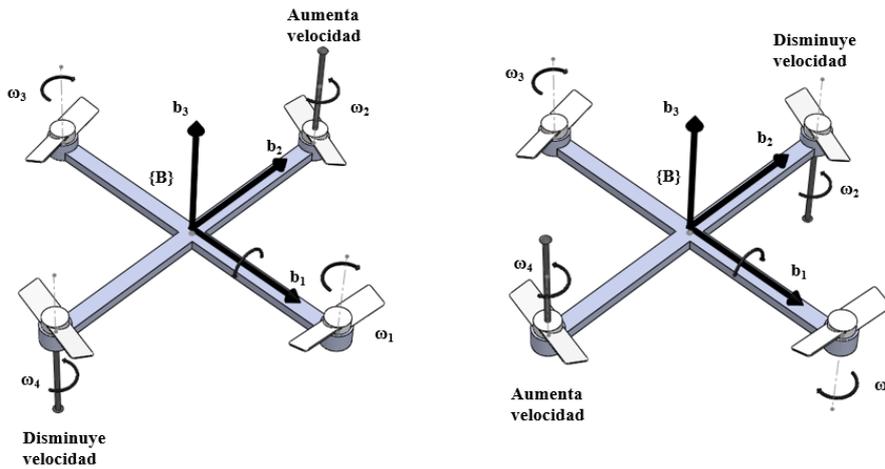


Figura 3.3: Movimiento de alabeo (*roll*) del cuadrirrotor.

El movimiento de cabeceo se obtiene de la misma manera, pero empleando los rotores frontal y trasero, como se muestra en la Figura 3.4.

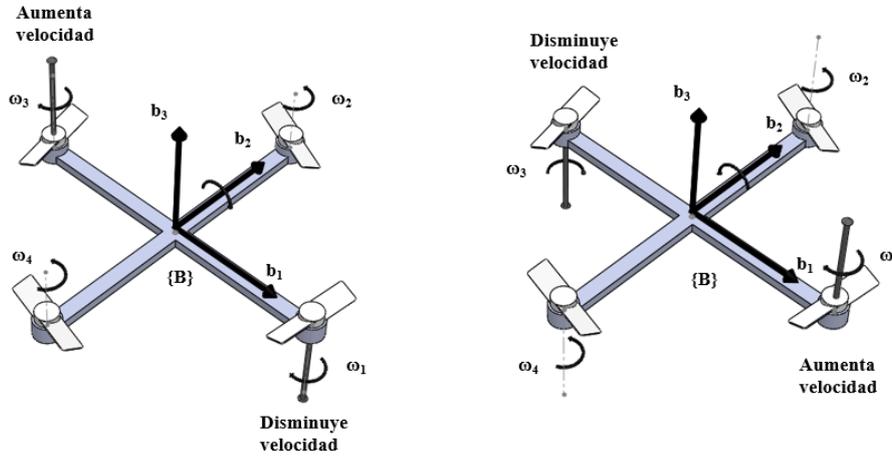


Figura 3.4: Movimiento de cabeceo (*pitch*) del cuadricóptero.

Finalmente, como se indica en la Figura 3.5, el movimiento de guiñada se obtiene aumentando (reduciendo) la velocidad de los motores frontal y trasero en tanto se reduce (aumenta) la velocidad de los motores laterales.

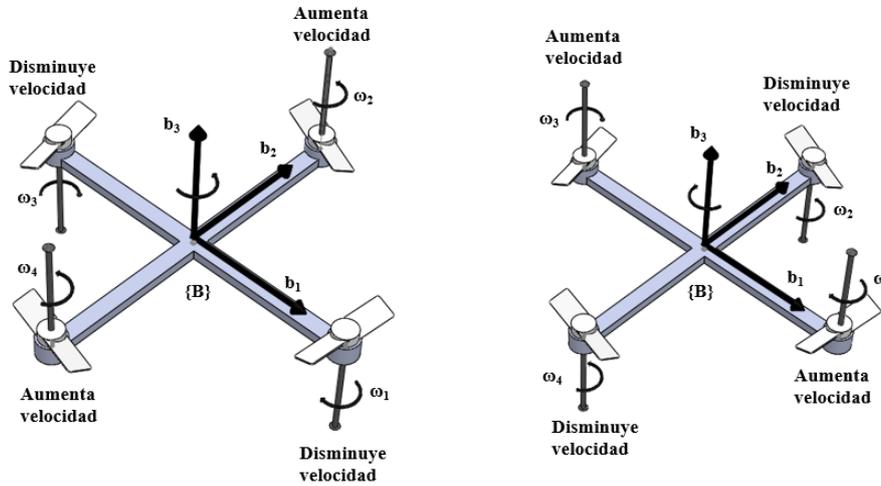


Figura 3.5: Movimiento de guiñada (*yaw*).

Cada una de las propelas produce una fuerza de empuje F_i en la dirección b_3 . La fuerza F_i se relaciona con la velocidad rotacional ω_i del i -ésimo rotor de acuerdo con la siguiente ecuación:

$$F_i = C_T \rho A_{r_i} r_i^2 \omega_i^2, \quad i = 1, 2, 3, 4; \quad (3.14)$$

donde A_{r_i} [m^2] es el área del disco generado por la rotación de la propela del i -ésimo rotor, r_i [m] es su radio, C_T es el coeficiente de empuje que depende de la geometría de las propelas y ρ [Kgm^{-3}] representa la densidad del aire. Alternativamente, la fuerza F_i puede expresarse como un modelo de parámetros agrupados de la siguiente forma,

$$F_i = k_F \omega_i^2; \quad (3.15)$$

donde k_F [kgm], $k_F > 0$ es la constante de empuje.

Cuando el cuadrirrotor se encuentra suspendido en una posición fija (*hovering*, en inglés), el empuje total F aplicado para mantenerlo en dicha posición se calcula como

$$F = \sum_{i=1}^4 F_i = K_F \sum_{i=1}^4 \omega_i^2. \quad (3.16)$$

En donde idealmente los cuatro rotores generan el mismo empuje.

De acuerdo con la segunda ley de Newton, dada una partícula de masa m , la fuerza F requerida para producir en ella una aceleración a es $F = ma$. Considérese un sistema S conformado por un número N de partículas conectadas rígidamente. La aceleración del sistema S en $\{I\}$ es equivalente a la aceleración de un objeto puntual único de masa m igual a la masa total de S , ubicado en el centro de la masa S , cuando se le aplica una fuerza igual a la fuerza externa total.

El vector de posición del centro de masa del cuadrirrotor con respecto al sistema de referencia $\{I\}$ se calcula empleando la ecuación:

$$F = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^N m_i p_i; \quad (3.17)$$

donde m_i , p_i representan la masa y el vector de posición de la i -ésima partícula, respectivamente, y r es el vector de posición del centro de masa del vehículo. Por lo tanto, la velocidad lineal v del centro de masa del cuadrirrotor expresada en $\{I\}$ se relaciona con la fuerza aplicada F de la siguiente manera,

$$F = m \frac{d}{dt} v. \quad (3.18)$$

Dado el momento lineal L_m descrito como

$$L_m = mv; \quad (3.19)$$

la fuerza corresponde a su razón de cambio con respecto al tiempo:

$$F = \frac{d}{dt} L_m; \quad (3.20)$$

entonces, la ecuación dinámica que describe la aceleración del centro de masa del cuadrrrotor se expresa de la siguiente manera,

$$m\ddot{r} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} = R \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \end{bmatrix}. \quad (3.21)$$

Donde r es el vector de posición del centro de masa del cuadrrrotor expresado en $\{I\}$ y g representa la aceleración debida a la gravedad. En la ecuación (3.21), el efecto de las fuerzas de empuje F_i solo aparece en el eje z debido a que el empuje generado por las propelas del cuadrrrotor se presenta en la dirección b_3 . La premultiplicación del vector de fuerza por la matriz de rotación R se efectúa para expresar este vector con respecto al sistema de referencia $\{I\}$.

Finalmente, empleando de manera explícita los términos de R dados en la ecuación (3.13) y la definición de F en (3.16), se expresa la ecuación dinámica (3.21) que describe el movimiento traslacional de cuadrrrotor de la siguiente manera:

$$m\ddot{r} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C\psi S\theta + C\theta S\phi S\psi \\ S\psi S\theta - C\theta S\phi C\psi \\ C\phi C\theta \end{bmatrix}. \quad (3.22)$$

3.1.3. Ecuaciones de movimiento rotacional

Para el análisis del movimiento rotacional se define el momento angular H del cuadrrrotor como:

$$H = I\xi; \quad (3.23)$$

donde $I \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ es el tensor de inercia del cuadrrrotor calculado en un sistema de referencia con origen en su centro de masa, y ξ representado el vector de velocidad angular de $\{B\}$ con respecto a $\{I\}$, expresado en $\{B\}$. Se supone que la distribución de masa del cuadrrrotor es simétrica, lo cual implica que el tensor de inercia es una matriz diagonal con la siguiente estructura:

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}. \quad (3.24)$$

Los términos I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} corresponden a los momentos de inercia principales del cuadrrrotor con respecto a los ejes x, y y z del sistema de referencia $\{B\}$, respectivamente.

De las ecuaciones de movimiento de Newton-Euler (3.1), (3.2), los pares externos $\bar{\tau}_o = [\tau_2, \tau_3, \tau_4]^T \in \mathbb{R}^3$ aplicados al cuadrrrotor se obtienen como:

$$\bar{\tau}_o = \frac{d}{dt}H = I\dot{\xi} + \xi \times I\xi. \quad (3.25)$$

Es importante mencionar que cada rotor produce un par M_i perpendicular al plano de rotación de las propelas. Empleando la Figura 3.1, note que los rotores 1 y 3 giran con respecto al eje definido por el vector $-b_3$, mientras que los rotores 2 y 4 rotan con respecto al eje definido por el vector b_3 . El par de reacción producido tiene dirección opuesta a la dirección de rotación de las propelas. Por lo tanto, M_1 actúa en la dirección definida por el vector b_3 , mientras que M_2 , M_3 y M_4 actúan en la dirección definida por el vector $-b_3$. Los pares τ_2, τ_3, τ_4 se calculan entonces de la siguiente manera:

$$\tau_2 = L(F_2 - F_4), \quad (3.26)$$

$$\tau_3 = L(F_3 - F_1), \quad (3.27)$$

$$\tau_4 = M_1 - M_2 + M_3 - M_4. \quad (3.28)$$

Donde τ_2 representa la diferencia en par entre los rotores izquierdo y derecho, τ_3 representa la diferencia en par entre los rotores frontal y trasero, en tanto τ_4 representa la diferencia en par entre los rotores girando en sentido contrario a las manecillas del reloj y los rotores girando en la dirección de las manecillas del reloj.

El par M_i generado alrededor del eje de rotación del i -ésimo rotor se calcula por medio de la ecuación (3.25), como se muestra en la siguiente ecuación:

$$M_i = K_M \omega_i^2. \quad (3.29)$$

Donde K_M [kgm^2] es el coeficiente de arrastre, el cual depende de la aceleración angular del i -ésimo rotor multiplicado por el momento de inercia del mismo. Sin embargo, la expresión (3.29) se simplifica al despreciar su dependencia de la aceleración angular.

Empleando las ecuaciones (3.16), (3.26), (3.27), (3.28) y (3.29), el empuje total F y el vector de par $\bar{\tau}_o$ pueden agruparse como:

$$\tau = \begin{bmatrix} F \\ \tau_2 \\ \tau_3 \\ \tau_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_F & k_F & k_F & k_F \\ 0 & Lk_F & 0 & -Lk_F \\ -Lk_F & 0 & Lk_F & 0 \\ k_M & -k_M & k_M & -k_M \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix}. \quad (3.30)$$

Es posible verificar que la matriz de la ecuación (3.30) es invertible si $L \neq 0$, $k_F \neq 0$ y $k_M \neq 0$. De esta manera pueden despejarse los términos de velocidad angular de la ecuación (3.30), lo cual permite considerar al empuje F y al vector de par $\bar{\tau}_o$ como las entradas de control del cuadrirrotor. Además, a partir de la ecuación (3.30) es posible calcular las velocidades angulares requeridas para generar las entradas de control deseadas.

En el sistema de referencia $\{B\}$, los componentes del vector de velocidad angular son:

$$\xi = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}. \quad (3.31)$$

Los elementos p, q, r se relacionan con la derivada temporal de los ángulos ϕ, θ y ψ .

Se mencionó que la matriz de rotación R (3.13) se parametriza utilizando los ángulos ϕ, θ y ψ por medio de rotaciones con respecto a los ejes z, x, y . Por lo tanto, con base en la ecuación (3.13), se obtiene la siguiente relación:

$$R^T = [R_{z\psi}]^T [R_{x\phi}]^T [R_{y\theta}]^T = R_{z,-\psi} R_{x,-\phi} R_{y,-\theta}; \quad (3.32)$$

Donde la rotación $R_{a,b}$ representa una rotación con respecto al eje a correspondiente a un ángulo b ; y además, se hace uso de la propiedad $[R_{a,b}]^T = [R_{a,b}]^{-1} = R_{a,b}$.

La ecuación (3.32) indica que para obtener la orientación del sistema de referencia $\{I\}$ con respecto al sistema de referencia $\{B\}$, primero se realiza una rotación con respecto al eje y en un ángulo $-\theta$. Por lo tanto, la razón de cambio con respecto al tiempo del ángulo θ , es decir, la componente $\dot{\theta}$ se encuentra en la dirección del eje y . Siguiendo el mismo razonamiento, puede verificarse que $\dot{\phi}$ se encuentra en la dirección del eje x luego de realizar la rotación $[R_{y,\theta}]^T$ y $\dot{\psi}$ se encuentra en dirección del eje z después de la rotación $[R_{y,\theta}]^T [R_{x,\phi}]^T$.

Considerando los vectores unitarios $i_1 = [1, 0, 0]^T$, $[0, 1, 0]^T$ y $[0, 0, 1]^T$ correspondientes a los ejes $x = a_1$, $y = a_2$ y $z = a_3$ del sistema de referencia $\{I\}$ mostrado en la Figura 3.1. Entonces, a partir del razonamiento descrito, los componentes del vector de velocidad angular del cuadrirrotor en el sistema de referencia $\{B\}$ pueden expresarse de la forma:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \dot{\theta} i_2 + \dot{\phi} [R_{y,\theta}]^T i_1 + \dot{\psi} [R_{y,\theta}]^T [R_{x,\phi}]^T i_3, \quad (3.33)$$

donde

$$R_{x,\phi} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C\phi & -S\phi \\ 0 & S\phi & C\phi \end{bmatrix}, R_{y,\theta} = \begin{bmatrix} C\theta & 0 & S\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -S\theta & 0 & C\theta \end{bmatrix}. \quad (3.34)$$

Al sustituir (3.34) en (3.33), se obtiene la expresión que relaciona los

componentes del vector ξ con $\dot{\eta}$ como se indica a continuación:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C\theta & 0 & -S\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ S\theta & 0 & C\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.35)$$

$$+ \begin{bmatrix} C\theta & -S\theta S\phi & -S\theta C\phi \\ 0 & C\phi & S\phi \\ S\theta & -C\theta S\phi & C\theta C\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}; \quad (3.36)$$

que es equivalente a la siguiente relación:

$$\xi = W\dot{\eta}; \quad (3.37)$$

con:

$$\eta = [\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T \quad (3.38)$$

$$W = \begin{bmatrix} C\theta & 0 & -C\phi S\theta \\ 0 & 1 & S\phi \\ S\theta & 0 & C\phi C\theta \end{bmatrix}. \quad (3.39)$$

Como se indicó, $\xi = [p, q, r]^T$ y $\bar{\tau}_0 = [\tau_2, \tau_3, \tau_4]^T$. Empleando la ecuación (3.25) es posible obtener la siguiente expresión:

$$I\dot{\xi} = -\xi \times I\xi + \bar{\tau}_0. \quad (3.40)$$

A partir de la ecuación (3.40) es posible sustituir los componentes de ξ y emplear las expresiones para $\bar{\tau}$ descritos por (3.26), (3.27), (3.28), con lo que se obtienen las siguientes ecuaciones que describen el movimiento rotacional del cuadrirrotor:

$$I \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L(F_2 - F_4) \\ L(F_3 - F_1) \\ M_1 - M_2 + M_3 - M_4 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times I \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}. \quad (3.41)$$

Note que el primer término del lado derecho en (3.41) corresponde a las definiciones de τ_2, τ_3 , y τ_4 dadas en (3.26), (3.27), (3.28), mientras que el desarrollo del producto cruz presente en la ecuación (3.41) es:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times I \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} qr(I_{zz} - I_{yy}) \\ pr(I_{zz} - I_{xx}) \\ -pq(I_{xx} - I_{yy}) \end{bmatrix}. \quad (3.42)$$

Por lo que las ecuaciones dinámicas del cuadrirrotor que describen su movimiento rotacional se expresan como:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -qr(I_{zz} - I_{yy}) \\ -pr(I_{zz} - I_{xx}) \\ pq(I_{xx} - I_{yy}) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \tau_2 \\ \tau_3 \\ \tau_4 \end{bmatrix}. \quad (3.43)$$

En resumen, el análisis anterior permite obtener las ecuaciones dinámicas de un cuadirrotor. Las ecuaciones dinámicas relacionadas con el movimiento rotacional se calculan con respecto al sistema de referencia $\{I\}$, mientras que las ecuaciones dinámicas relacionadas con el movimiento rotacional se calculan con respecto al sistema de referencia $\{B\}$. Por lo tanto, considerando el vector de posición r del centro de masa del cuadirrotor expresado en el sistema de referencia $\{I\}$ y el vector de velocidades angulares ξ expresado en el sistema de referencia $\{B\}$, las ecuaciones dinámicas del cuadirrotor se describen a continuación:

$$I : m\ddot{r} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C\psi S\theta + C\theta S\phi S\psi \\ S\psi S\theta - C\theta S\phi C\psi \\ C\phi C\theta \end{bmatrix} F \quad (3.44)$$

$$B : I\ddot{\xi} = \begin{bmatrix} -qr(I_{zz} - I_{yy}) \\ -pr(I_{zz} - I_{xx}) \\ pq(I_{xx} - I_{yy}) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \tau_2 \\ \tau_3 \\ \tau_4 \end{bmatrix}. \quad (3.45)$$

Las ecuaciones (3.44) y (3.45) se pueden expresar igualmente de la siguiente manera:

$$\ddot{x} = (C\psi S\theta + C\theta S\phi S\psi) \frac{u_1}{m}; \quad (3.46)$$

$$\ddot{y} = (S\psi S\theta - C\theta S\phi C\psi) \frac{u_1}{m}; \quad (3.47)$$

$$\ddot{z} = (C\phi C\theta) \frac{u_1}{m}; \quad (3.48)$$

$$\ddot{\phi} = -\left(\frac{I_{zz} - I_{yy}}{I_{xx}}\right)qr + \frac{u_2}{I_{xx}}; \quad (3.49)$$

$$\ddot{\theta} = -\left(\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}}\right)pr + \frac{u_3}{I_{yy}}; \quad (3.50)$$

$$\ddot{\psi} = \left(\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}}\right)pq + \frac{u_4}{I_{zz}}. \quad (3.51)$$

Las entradas u se representan de la siguiente manera:

$$u_1 = b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2); \quad (3.52)$$

$$u_2 = bL(\omega_2^2 - \omega_4^2); \quad (3.53)$$

$$u_3 = bL(\omega_1^2 - \omega_3^2); \quad (3.54)$$

$$u_4 = d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2). \quad (3.55)$$

Donde $b, d > 0$ son constantes conocidas como factores de empuje y arrastre respectivamente, y L la distancia del centro de masa del cuadirrotor al centro de cada rotor.

3.2. Linealización del modelo matemático

La no linealidad del modelo matemático del cuádrirrotor (3.46) - (3.51) hace difícil el diseño de ciertos tipos de observadores y controladores. Por lo tanto, el modelo linealizado es de gran utilidad si se desean realizar controladores u observadores que converjan en un amplio rango de puntos de operación y entradas [13].

Dado un modelo no lineal representado en su forma vectorial:

$$\dot{x} = f(x, u); \quad (3.56)$$

$$y = h(x, u); \quad (3.57)$$

se busca un modelo lineal sobre los alrededores de un punto de operación x_0, u_0 .

Se tiene que

$$x = x_0 + \delta x; \quad (3.58)$$

$$u = u_0 + \delta u; \quad (3.59)$$

por lo tanto, tomando la derivada de δx y usando (3.58) y (3.59) se llega a:

$$\delta \dot{x} = \dot{x} - \dot{x}_0 = \dot{x} = f(x_0 + \delta x, u_0 + \delta u). \quad (3.60)$$

Usando la expansión por series de Taylor para aproximar la dinámica del sistema en un punto de operación se tiene que:

$$\dot{x} = f(x_0, u_0) + \frac{\partial f}{\partial x}(x_0, u_0)\delta x + \frac{\partial f}{\partial u}(x_0, u_0)\delta u. \quad (3.61)$$

La ecuación (3.61) permite linealizar la dinámica del sistema para obtener un modelo lineal en la vecindad de un punto de operación.

Usando la expansión por series de Taylor para aproximar la dinámica del sistema en un punto de operación se tiene que:

$$y = h(x_0, u_0) + \frac{\partial h}{\partial x}(x_0, u_0)\delta x + \frac{\partial h}{\partial u}(x_0, u_0)\delta u. \quad (3.62)$$

De (3.61) y (3.62) se obtienen los llamados Jacobianos, que son matrices de derivadas parciales que al sustituir el punto de operación se convierten en las clásicas matrices del sistema representado en el espacio de estados.

$$\dot{x} = Ax + Bu; \quad (3.63)$$

$$\dot{y} = Cx + Du. \quad (3.64)$$

Así que, se busca obtener matrices A , B , C y D para tener una representación lineal del sistema en la forma de espacio de estados. Los Jacobianos pueden ser calculados como sigue:

$$A = \frac{\partial f}{\partial x}(x_0, u_0) = \begin{pmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \frac{\partial f_1}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial x_n} \\ \frac{\partial f_2}{\partial x_1} & \frac{\partial f_2}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_2}{\partial x_n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_n}{\partial x_1} & \frac{\partial f_n}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_n}{\partial x_n} \end{pmatrix}; \quad (3.65)$$

$$B = \frac{\partial f}{\partial u}(x_0, u_0) = \begin{pmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial u_1} & \frac{\partial f_1}{\partial u_2} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial u_n} \\ \frac{\partial f_2}{\partial u_1} & \frac{\partial f_2}{\partial u_2} & \dots & \frac{\partial f_2}{\partial u_n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_n}{\partial u_1} & \frac{\partial f_n}{\partial u_2} & \dots & \frac{\partial f_n}{\partial u_n} \end{pmatrix}; \quad (3.66)$$

$$C = \frac{\partial h}{\partial x}(x_0, u_0) = \begin{pmatrix} \frac{\partial h_1}{\partial x_1} & \frac{\partial h_1}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial h_1}{\partial x_n} \\ \frac{\partial h_2}{\partial x_1} & \frac{\partial h_2}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial h_2}{\partial x_n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial h_n}{\partial x_1} & \frac{\partial h_n}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial h_n}{\partial x_n} \end{pmatrix}; \quad (3.67)$$

$$D = \frac{\partial h}{\partial u}(x_0, u_0) = \begin{pmatrix} \frac{\partial h_1}{\partial u_1} & \frac{\partial h_1}{\partial u_2} & \dots & \frac{\partial h_1}{\partial u_n} \\ \frac{\partial h_2}{\partial u_1} & \frac{\partial h_2}{\partial u_2} & \dots & \frac{\partial h_2}{\partial u_n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial h_n}{\partial u_1} & \frac{\partial h_n}{\partial u_2} & \dots & \frac{\partial h_n}{\partial u_n} \end{pmatrix}. \quad (3.68)$$

Partiendo del modelo del cuadrirrotor (3.46) - (3.55) se obtiene un modelo lineal alrededor de los puntos de equilibrio. Para determinarlos se considera que el sistema esta fijo en una coordenada de equilibrio x_e, y_e, z_e . Este se da cuando la aceleración en el eje z y los ángulos son cercanos o igual a cero. Adicionalmente para esta simplificación se omiten los efectos giroscópicos y los efectos de fricción, los cuales se tomaran como perturbaciones en el sistema linealizado.

El vector de estado del cuadrirrotor esta definido por:

$$\bar{x}_q = \begin{bmatrix} x & y & z & \dot{x} & \dot{y} & \dot{z} & \phi & \theta & \psi & \dot{\phi} & \dot{\theta} & \dot{\psi} \end{bmatrix}^T. \quad (3.69)$$

Con estas consideraciones el sistema traslacional y rotacional del cuadrirrotor, se linealiza alrededor del punto de equilibrio:

$$\bar{x}_q = \begin{bmatrix} x_e & y_e & z_e & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T; \quad (3.70)$$

$$\bar{u}_q = \begin{bmatrix} mg & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T. \quad (3.71)$$

El modelo lineal se obtiene expandiendo el modelo no lineal (3.46) - (3.55) por series de Taylor, desarrollando las matrices (3.65) - (3.68) y evaluando el punto de equilibrio (3.70)-(3.71), obteniendo finalmente:

$$A_q = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -g & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & g & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T ; \quad (3.72)$$

$$B_q = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{m} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{I_{xx}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{I_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{I_{zz}} \end{bmatrix}^T ; \quad (3.73)$$

$$C_q = \begin{bmatrix} x & y & z & \dot{x} & \dot{y} & \dot{z} & \phi & \theta & \psi & \dot{\phi} & \dot{\theta} & \dot{\psi} \end{bmatrix}^T ; \quad (3.74)$$

$$\bar{D}_q = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T . \quad (3.75)$$

3.3. Filtros de Kalman

3.3.1. Filtro de Kalman

El filtro de Kalman (KF) [11] es un algoritmo matemático recursivo que se usa para disminuir ruido y estimar estados. Por ejemplo, considere el sistema dinámico lineal representado en

$$x_{k+1} = Ax_k + Bu_k + w_k; \quad (3.76)$$

$$y_k = Cx_k + Dx_k + v_k; \quad (3.77)$$

donde, $k \in \mathbb{R}$ es el tiempo discreto, $x_k \in \mathbb{R}^n$ es el vector de estados, $u_k \in \mathbb{R}^m$ es el vector de entrada, $y_k \in \mathbb{R}^p$ es el vector de observaciones del sistema; $A \in \mathbb{R}^{n \times n}$ es la matriz de transición de estados, $B \in \mathbb{R}^{n \times m}$ es la matriz de control, $C \in \mathbb{R}^{p \times n}$ es la matriz de observaciones, $D \in \mathbb{R}^{q \times m}$ es una matriz asociada con la entrada y se llama término directo. Además, $w_k \in \mathbb{R}^n$ es el vector de ruido en el sistema y $v_k \in \mathbb{R}^p$ es un vector de ruido en la medición del sistema. Estos vectores de ruido son de media cero y covarianza Q asociado con el ruido en el sistema y R asociado con el ruido en la medición. Esto es,

$$E[w_k] = 0; \quad (3.78)$$

$$E[v_k] = 0; \quad (3.79)$$

$$E[w_k w_j^T] = \bar{C}_q = \begin{cases} 0, k \neq j \\ Q, k = j \end{cases}; \quad (3.80)$$

$$E[v_k v_j^T] = \begin{cases} 0, k \neq j \\ R, k = j \end{cases}; \quad (3.81)$$

$$E[v_k w_j^T] = 0; \quad (3.82)$$

donde $E[\cdot]$ representa la media.

Las ecuaciones que representan al filtro de Kalman se componen de ecuaciones de predicción y de corrección de la estimación.

Predicción:

$$\hat{x}_{\bar{k}} = A\hat{x}_{k-1} + Bu_k; \quad (3.83)$$

$$P_{\bar{k}} = AP_{k-1}A^T + Q; \quad (3.84)$$

Corrección:

$$K = P_{\bar{k}}C^T(CP_{\bar{k}}C^T + R)^{-1}; \quad (3.85)$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}_{\bar{k}} + K(y_k - C\hat{x}_{\bar{k}}); \quad (3.86)$$

$$P_k = (I - KC)P_{\bar{k}}; \quad (3.87)$$

donde, $\hat{x}_{\bar{k}} \in \mathbb{R}^n$ es un vector de estados estimado a priori, $P_{\bar{k}} \in \mathbb{R}^{n \times n}$ es una matriz de covarianza del error de los estados a priori, $K \in \mathbb{R}^{n \times p}$ es una matriz de la ganancia del filtro de Kalman, $\hat{x}_k \in \mathbb{R}^n$ es un vector de estados estimado a posteriori, $Q \in \mathbb{R}^{n \times n}$ es una matriz diagonal de la covarianza del ruido en el sistema, $R \in \mathbb{R}^{p \times p}$ es una matriz de la covarianza del ruido en la medición y $P_k \in \mathbb{R}^{n \times n}$ es una matriz la covarianza del error de los estados a posteriori. Además, $I \in \mathbb{R}^{n \times n}$ es una matriz identidad.

En el paso de predicción se realiza la propagación de la media $\hat{x}_{\bar{k}}$ y la covarianza $P_{\bar{k}}$ de los estados, en este paso se usan las matrices propias que

representan al sistema dinámico. También, se requiere de las condiciones iniciales de \hat{x}_0 y P_0 .

En el paso de corrección se calcula la ganancia del filtro de Kalman K el cual reduce el error $y_k - C\hat{x}_{\bar{k}}$. Posteriormente, se realiza la estimación de los estados \hat{x}_k usando $\hat{x}_{\bar{k}}$. Por último, se actualiza la matriz de covarianza P_k .

3.3.2. Filtro de Kalman Extendido

Anteriormente se presentó el Filtro de Kalman usado en sistemas dinámicos lineales. Esta sección aborda el filtro de Kalman Extendido (EKF, Extended Kalman Filter) que se usa en sistemas dinámicos no lineales.

El EKF trabaja en varios puntos de operación haciendo que este sea una ventaja sobre el KF el cual trabaja en un solo punto de operación.

Considere el sistema dinámico no lineal representado por las ecuaciones (3.88) y (3.89).

$$x_{k+1} = f(x_k, u_k) + w_k; \quad (3.88)$$

$$y_k = h(x_k, u_k) + v_k; \quad (3.89)$$

donde, $k \in \mathbb{R}$ es el tiempo discreto, $x_k \in \mathbb{R}^n$ es el vector de estados, $u_k \in \mathbb{R}^m$ es el vector de entrada y $y_k \in \mathbb{R}^p$ es el vector de observaciones del sistema; $f(\cdot)$ y $h(\cdot)$ son funciones no lineales del sistema. Además, $w_k \in \mathbb{R}^n$ es el un vector de ruido en el sistema y $v_k \in \mathbb{R}^p$ es un vector de ruido en la medición del sistema.

Este filtro requiere calcular las matrices jacobinas A_k y H_k del sistema.

$$A_k = \left. \frac{\partial f(x_k, u_k)}{\partial x} \right|_{x=\hat{x}_{k-1}}; \quad (3.90)$$

$$H_k = \left. \frac{\partial h(x_k, u_k)}{\partial x} \right|_{x=\hat{x}_k}. \quad (3.91)$$

El Filtro de Kalman Extendido tiene los dos pasos siguientes:

Predicción:

$$\hat{x}_{\bar{k}} = f(\hat{x}_{k-1}, u_{k-1}); \quad (3.92)$$

$$P_{\bar{k}} = AP_{k-1}A^T + Q. \quad (3.93)$$

Corrección:

$$K = P_{\bar{k}}H_k^T(H_kP_{\bar{k}}H_k^T + R)^{-1}; \quad (3.94)$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}_{\bar{k}} + K(y_k - h(\hat{x}_{\bar{k}})); \quad (3.95)$$

$$P_k = (I - KH)P_{\bar{k}}. \quad (3.96)$$

3.4. Fusión de datos usando los Filtros de Kalman

Los equipos electrónicos se encuentran en el área industrial, militar o en nuestra vida diaria. Estos equipos cuentan con una variedad de dispositivos electrónicos, tanto sensores, actuadores, etc, que hacen posible su funcionamiento. En muchos casos los equipos electrónicos al tener un solo sensor llegan a tener ciertos problemas por tener esta limitante, lo que provoca fallos en el dispositivo o que no pueda cumplir su tarea adecuadamente. Por la razón anteriormente planteada, los diseñadores de equipos electrónicos suelen agregar dos o mas sensores para que puedan cubrir estos problemas y que los equipos puedan funcionar de una manera mas estable. En este punto toma gran relevancia la fusión de datos, la cual permite eficientar el funcionamiento de los equipos, lo cual se logra cuando dos o mas sensores están observando una misma variable y estos datos se fusionan para tener una lectura más clara del proceso. Un ejemplo son los satélites, que tienen varios tipos de sensores para estimar su posición, lo cual es necesario porque en muchos casos al fallar un sensor hay otros más que pueden cumplir la tarea, además de que al ver más sensores la lectura es más precisa. En el caso de los VANTs, estos cuentan con varios tipos de sensores para medir su posición rotacional o estimar su posición traslacional, ya sean GPS, sensores ultrasónicos, cámaras de visión, entre otros, lo cual logra una medición mas precisa de su posición en el entorno en que se encuentra, para este caso la fusión de datos ayuda de gran manera al fusionar varios dispositivos que miden una misma variable, asegurando un mejor funcionamiento de la aeronave. Existen muchos tipos de fusión de datos, en esta sección se verán dos tipos utilizando los Filtros de Kalman.

3.4.1. Método 1

Este método usa varios Filtros de Kalman y fusiona el vector de estados de cada filtro resultando un solo vector de estados [21]. Por ejemplo, considere dos lecturas con dos filtros de Kalman lineal:

Predicción:

$$\hat{x}_k = A\hat{x}_{k-1} + Bu_k; \quad (3.97)$$

$$P_k = AP_{k-1}A^T + Q; \quad (3.98)$$

Corrección:

$$K = P_k C^T (C P_k C^T + R)^{-1}; \quad (3.99)$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}_{\bar{k}} + K(y_k - C\hat{x}_{\bar{k}}); \quad (3.100)$$

$$P_k = (I - KC)P_{\bar{k}}; \quad (3.101)$$

La combinación de señales se realiza por la siguiente combinación del vector de estados x y la matriz de covarianza P .

$$\hat{x}_f = \hat{x}_1 + \hat{P}_1(\hat{P}_1 + \hat{P}_2)^{-1}(\hat{x}_1 - \hat{x}_2); \quad (3.102)$$

$$P_f = \hat{P}_1 - \hat{P}_1(\hat{P}_1 + \hat{P}_2)^{-1}\hat{P}_1^T; \quad (3.103)$$

donde, \hat{x}_f representa el vector de estados fusionado y P_f la matriz de covarianza resultante.

3.4.2. Método 2

Considere que la fusión de datos se realiza con un sólo filtro de Kalman como se describe a continuación [9]:

Predicción:

$$\hat{x}_{\bar{k}} = A\hat{x}_{k-1} + Bu_k; \quad (3.104)$$

$$P_{\bar{k}} = AP_{k-1}A^T + Q; \quad (3.105)$$

Corrección:

$$P_k = (P_{\bar{k}}^{-1} + \sum_{i=1}^2 C_i^T R_i^{-1} C_i)^{-1}; \quad (3.106)$$

$$\hat{x}_k = P_k(P_{\bar{k}}^{-1}\hat{x}_{\bar{k}} + \sum_{i=1}^2 C_i^T R_i^{-1} y_i). \quad (3.107)$$

En este método se combinan las señales medidas mediante ponderaciones. Ambos métodos mostrados son aplicables a la mayoría de los filtros de Kalman ya que solo se modifica en el paso de corrección.

3.5. Conclusiones

En este capítulo se presentó la forma de obtener el modelo dinámico no lineal de un VANT de tipo cuadrirrotor empleando las ecuaciones de Newton Euler, así como un modelo simplificado lineal del mismo empleando la

expansión por series de Taylor. Posteriormente se presentaron los filtros de Kalman para sistemas lineales y no lineales. Asimismo se presentaron dos tipos de fusiones de datos utilizando los Filtros de Kalman. La información de este capítulo será de gran importancia para desarrollar una solución a la problemática planteada en este trabajo, la cual se utilizará en los consiguientes capítulos. En el capítulo 4 se presentará el trabajo realizado para obtener una solución a la problemática planteada.

Capítulo 4

Interfaz gráfica y sistema desarrollado

El objetivo de este capítulo es presentar el trabajo realizado con el cual se desarrolló una plataforma capaz de monitorear y estimar los estados rotacionales y traslacionales del VANT. Este capítulo está organizado de la siguiente manera: En la Sección 4.1 se presenta la descripción de la plataforma experimental que se utiliza para este trabajo. En la Sección 4.2 se presenta el modelo 3D del VANT que se diseñó específicamente para obtener varios parámetros propios de la aeronave física, además de una explicación de como se obtuvieron los demás parámetros del vehículo aéreo no tripulado. En la Sección 4.3 se presenta el diseño de la interfaz gráfica desarrollada en Labview[®]. En la Sección 4.4 se presenta el funcionamiento del sistema. En la sección 4.5 se presentan las conclusiones del capítulo.

4.1. Descripción de la plataforma

Tomando en cuenta cómo en los últimos años ha ido incrementando el uso de los vehículos aéreos no tripulados, tanto para el uso militar como civil, se ha dado la necesidad de desarrollar nuevos métodos de estudio para los VANT's. Uno de los métodos para estudiar de mejor manera los vehículos aéreos es desarrollar plataformas de pruebas, las cuales tienen el propósito de probar estos vehículos en áreas seguras, para garantizar la integridad del equipo y del personal que desarrolla las pruebas. Hay muchos tipos de plataformas de pruebas o equipo para estudiar a los VANTs, pero en este trabajo se utiliza una plataforma en particular, la cual es una estructura tipo cardán.

La plataforma se conforma por tres anillos rotatorios unidos entre sí,

para simular el movimiento de un cuerpo en los tres ejes de libertad, los cuales a su vez están sujetos a una estructura que los sostiene fijamente para que no tengan movimientos lineales, pero les da la libertad de moverse rotacionalmente. Cada eje de libertad tiene instalado un encoder AEAT-6012-A06 [26], los cuales tienen la función de medir la posición rotacional a través de sus señales de salida, además la plataforma incluye unos anillos colectores SRC012A2-12 [18] los cuales tienen la función de facilitar las conexiones eléctricas en sistemas rotatorios. Para un mejor entendimiento del sistema se diseñó la plataforma en el software de SolidWorks[®], tomando las medidas reales de la estructura, como se observa en la Figura 4.1.

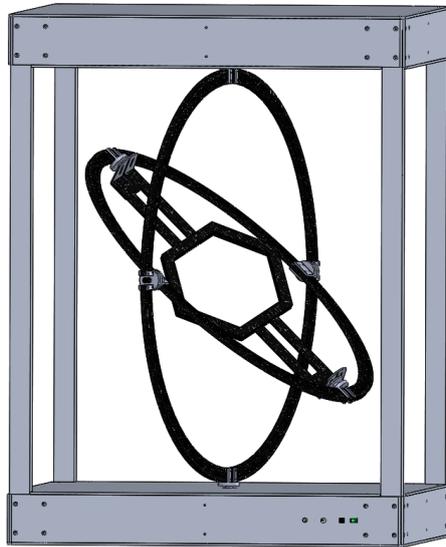


Figura 4.1: Diseño 3D de plataforma experimental.

Los encoders van conectados hacia una tarjeta de adquisición de datos, fabricada especialmente para esta plataforma, la cual tiene la función de convertir los pulsos de los sensores rotativos en posiciones rotacionales medidas en grados. La tarjeta de adquisición de datos tiene una salida tipo USB, la cual se conecta directamente a la computadora para transmitir los datos de los encoders. El esquema de conexión se puede observar en la Figura 4.2.

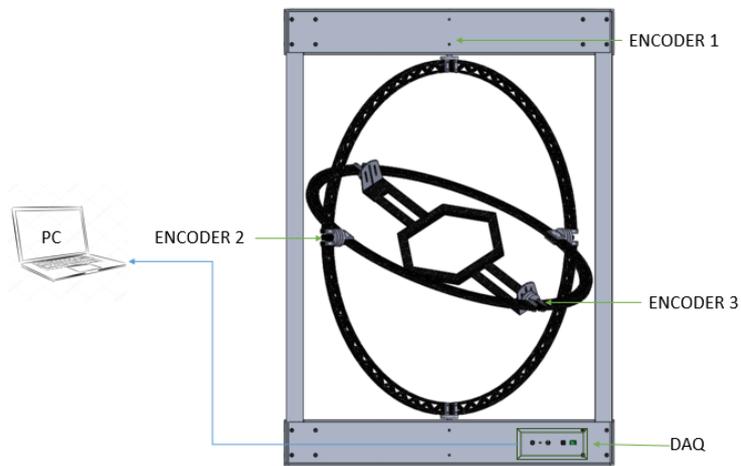


Figura 4.2: Esquema de conexión de la plataforma experimental.

Un VANT tipo cuadricóptero con una tarjeta de vuelo marca *Pixhawk* se monta dentro de la plataforma, en una base que está en el centro de los anillos, fijándolo lo mejor posible para evitar que éste se mueva, con el cual posteriormente se harán las pruebas de este trabajo. El montaje del VANT se muestra en la Figura 4.3.



Figura 4.3: VANT montado en la plataforma de pruebas.

4.2. Diseño del cuadrirrotor

El VANT diseñado para esta plataforma fue construido a partir de una estructura F450, siglas que significan 450 milímetros de esquina a esquina, además se utilizaron motores sin escobillas con sus respectivos variadores de velocidad. Para el control de la aeronave se utilizó una tarjeta de vuelo *Pixhawk*, utilizando además otros componentes como son la telemetría, GPS, bocina, batería entre otros.

Para este trabajo es necesario tener varias constantes que son propias del VANT físico a utilizar, éstas se utilizan para la estimación de estados, las cuales se explican a continuación. La masa del cuadrirrotor se mide por medio de una báscula, pesando la aeronave juntos a su batería y sus propelas, el resultado de la medición fue 1.3 kg . La longitud de extremo a extremo se saca automáticamente por el tipo de estructura F450, por lo tanto son 450 milímetros de distancia. La gravedad es 9.8 m/s^2 . Para calcular los momentos de inercia del cuadrirrotor fue necesario diseñar el mismo dentro de la plataforma de Solidworks[®], este diseño se muestra en la Figura 4.4. Con este diseño del cuadrirrotor, al agregar las dimensiones y pesos reales, se puede obtener una estimación de los momentos de inercia, los cuales resultaron en $I_{xx} = 7.93 \times 10^{-3} \text{ kg}\cdot\text{m}^2$, $I_{yy} = 9.09 \times 10^{-3} \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ y $I_{zz} = 15.75 \times 10^{-3} \text{ kg}\cdot\text{m}^2$.

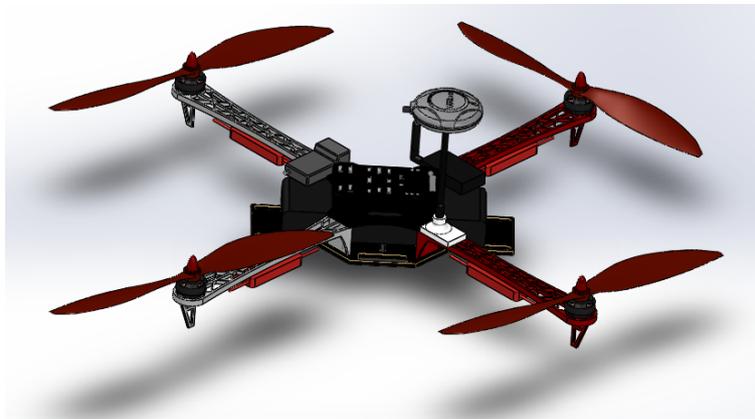


Figura 4.4: Diagrama 3D del VANT

Para calcular las constantes de empuje y arrastre es necesario tener un equipo especial para medir estas variables, las cuales no se encuentran disponibles, por lo tanto se tomaron de un trabajo donde utilizan la misma estructura y los mismos motores [7], obteniéndose el factor de empuje $b = 3.13 \times 10^{-5} \text{ N s}^2$ y de arrastre $d = 7.5 \times 10^{-7} \text{ N s}^2$.

4.3. Diseño de la interfaz gráfica

Para este trabajo es necesario crear una interfaz gráfica que sea capaz de interpretar los datos que envían tanto los encoders como la tarjeta de vuelo que esta integrada en el VANT, para posteriormente usarlos para otras tareas. El software en el cual se diseñó la plataforma es LabVIEW[®], el cual tiene gran capacidad para desarrollar interfaces gráficas. Para el diseño de la interfaz se tomaron en consideración los siguientes puntos:

- Poder interpretar la información que recibe de la tarjeta de adquisición de datos, la cual está conectada directamente a los encoders.
- Leer los datos de interés que recibe directamente de la tarjeta de vuelo marca *Pixhawk*, los cuales se reciben mediante un dispositivo de comunicación tipo telemetría.
- Visualizar y graficar tanto los datos del encoder como de la tarjeta de vuelo
- Poder estimar los movimientos traslacionales del vehículo aéreo, mediante su dinámica rotacional y las velocidades angulares de los motores.
- Guardar la información de interés en una base de datos, para su posterior estudio.
- Visualizar el movimiento del cuadricóptero en un modelo 3D en tiempo real.

Tomando en cuenta los puntos anteriores se tomaron varias consideraciones preliminares antes de empezar la programación del sistema. Primeramente, es necesario instalar los controladores adecuados para poder cumplir con los dos primeros puntos, leer la información de los encoders y de la tarjeta de vuelo. Para leer la tarjeta de adquisición de datos a la cual están conectados los encoders, es necesario tener instalado cualquier controlador tipo *COM*, que sea capaz de identificar los puertos seriales, lo cual en la mayoría de los casos ya está preinstalado en el sistema operativo de la computadora. Para el caso de la tarjeta de vuelo es más complejo, para este dispositivo es necesario instalar los controladores adecuados que fueron diseñados exactamente para la *Pixhawk*. Los controladores de la tarjeta de vuelo se pueden instalar automáticamente al instalar la plataforma de *Mission Planner* [4], o instalarlos por separado los cuales se encuentran en la pagina oficial de *Ardupilot* [3].

La plataforma de *Mission Planner* (ver Figura 4.5), es de gran importancia para este trabajo, debido a que en ella se configura y se calibra el VANT tipo cuadricóptero para poder utilizarlo dentro de la plataforma experimental. Con este software se puede comprobar si hay comunicación entre el vehículo y la computadora, lo cual es fundamental para el funcionamiento de la Interfaz.



Figura 4.5: Pantalla principal de *Mission Planner*.

Una vez dejando claro la instalación de los controladores, se interpretan los siguientes puntos, que son la obtención de los datos de los encoders y de la tarjeta de vuelo, la estimación de la posición traslacional, graficar los datos de interés, guardar la información en una base de datos y visualizar el cuadricóptero en un modelo 3D. Para estos puntos es necesario utilizar varios módulos con los que cuenta el software de LabVIEW®, los cuales se pueden encontrar en la página oficial de National Instruments® y se explican a continuación:

- **NI VISA:** Virtual Instrument Software Architecture (VISA) es un estándar para configurar, programar y solucionar problemas de sistemas de instrumentación que comprenden interfaces GPIB, VXI, PXI, serie, Ethernet o USB. Esta herramienta se utiliza en la interfaz para realizar tanto la comunicación con la tarjeta de adquisición de datos como la tarjeta de vuelo.
- **Control Design and Simulation:** Ayuda a simular sistemas dinámicos, diseñar controladores e implementar sistemas de control en hardware en tiempo real. Este módulo es necesario para la interfaz porque

con él se implementan herramientas que ayudan en el modelado y estimación de estados del cuadrirrotor.

- **MathScript RT:** El Módulo LabVIEW MathScript RT[®] añade matemática textual al entorno de desarrollo LabVIEW[®] con un compilador original para los archivos `.m` que ha desarrollado en el software Matlab[®] o GNU Octave[®]. El módulo se utiliza para implementar el modelo matemático y la estimación de estados del cuadrirrotor, además de utilizarse para otras tareas matemáticas de gran relevancia en la interfaz.
- **Robotics:** Paquete de software para diseñar sistemas móviles autónomos. El módulo es utilizado para visualizar el modelo 3D del cuadrirrotor en tiempo real, además de visualizar otros indicadores referentes al vehículo.
- **Report Generation Toolkit:** Este módulo se utiliza para realizar reportes que posteriormente se podrán abrir en las aplicaciones de Microsoft Office[®].

Una vez instalados los módulos anteriormente mencionados, se empieza la programación de la interfaz, la cual se subdivide en varias etapas, las cuales se explican a continuación.

1. **Comunicación serial con los encoders:** Para realizar la comunicación de la computadora hacia la tarjeta de adquisición de datos que lee las señales de los encoders, es necesario utilizar varias herramientas del módulo de NI VISA, las cuales son necesarias para la comunicación serial entre PC-dispositivo. Primeramente, cabe aclarar que la tarjeta de adquisición envía un *buffer* de datos de dimensión N , el cual incluye la posición rotacional de los tres encoders. La programación que se realizó en LabVIEW[®] se muestra en la Figura 4.6, los puntos se explican a continuación:

- En el primer paso se realiza la configuración del puerto serial, indicando cuál es el puerto al cual está conectado y el ancho de banda que está utilizando.
- Posteriormente en el segundo paso se extraen los datos del puerto serial en un formato tipo cadena o STRING.
- En el tercer paso se convierten los datos de formato STRING a un formato numérico y se separa la información en las tres posiciones angulares, que corresponden a *roll*, *pitch* y *yaw*, correspondientes a cada encoder.

- Por último se cierra el lazo de comunicación con la tarjeta.

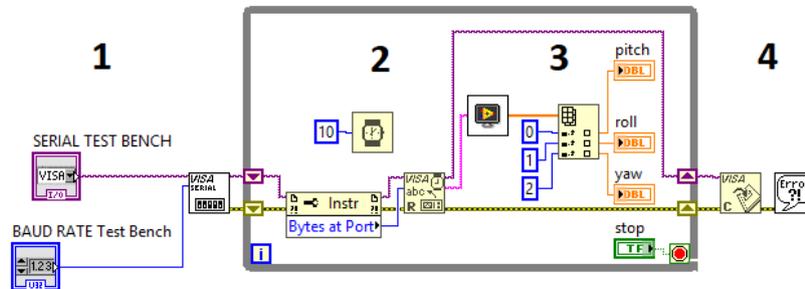


Figura 4.6: Programación de la comunicación serial entre PC-dispositivo.

2. **Comunicación con el VANT:** La comunicación con el vehículo aéreo es un poco más complejo que la comunicación con la tarjeta de adquisición de datos. La tarjeta de vuelo que se utiliza en este trabajo es la *Pixhawk*, la cual utiliza el protocolo de comunicación Mavlink. Este protocolo entrega por el puerto serial un *buffer* de datos demasiado complejo que es casi imposible de analizar sin las herramientas necesarias. Por lo tanto, es necesario incorporar herramientas que ayuden a leer adecuadamente la información obtenida del puerto. Lo primero que se necesita es una herramienta que sea capaz de analizar, descifrar y obtener posteriormente los datos del VANT. Para esto se empleó el software de *Mission Planner*, el cual es de código libre y se encuentra en la página oficial, esta plataforma utiliza el protocolo de Mavlink para poder conectarse y configurar posteriormente al vehículo. Tomando en consideración lo anteriormente dicho, se diseñó una biblioteca de clases o DLL en el compilador de Visual Studio[®], el cual incluye ciertas clases que se utilizan en la plataforma de *Mission Planner*, con el objetivo de utilizarlas para descifrar el *buffer* de datos y obtener la información deseada. Los datos que se desean obtener del VANT son las tres posiciones rotacionales (*roll*, *pitch* y *yaw*), así como sus velocidades rotacionales correspondientes. Además, se obtienen los valores de PWM de los cuatro motores, información necesaria que se utilizará posteriormente en el modelado y estimación de estados. La forma en que se programó en la comunicación con el VANT en LabVIEW[®] se muestra en la Figura 4.7, los puntos se explican a continuación:

- En el número 1 está la configuración del puerto serial, indicando el puerto al cual está conectado el VANT (sea por telemetría o

por USB) y el ancho de banda, además se hace el llamado a la biblioteca de clases.

- En el siguiente punto se obtiene el *buffer* de datos en formato tipo cadena o *string*.
- En este punto se utilizan varias de las funciones definidas en la biblioteca de clases o DLL, por lo tanto en DATA se inserta el *buffer* de datos y la cantidad de bytes, lo cual alimentará toda la librería para posteriormente sacar los datos. En UPDATE se actualizan los datos que se desean obtener constantemente. Por último, en VALOR se obtienen de regreso los datos solicitados, los cuales están dentro de un vector.
- En el siguiente punto se desglosan los diez datos solicitados, que se utilizarán para otras tareas.
- En este último paso se cierra tanto la comunicación con el VANT como la librería de clases.

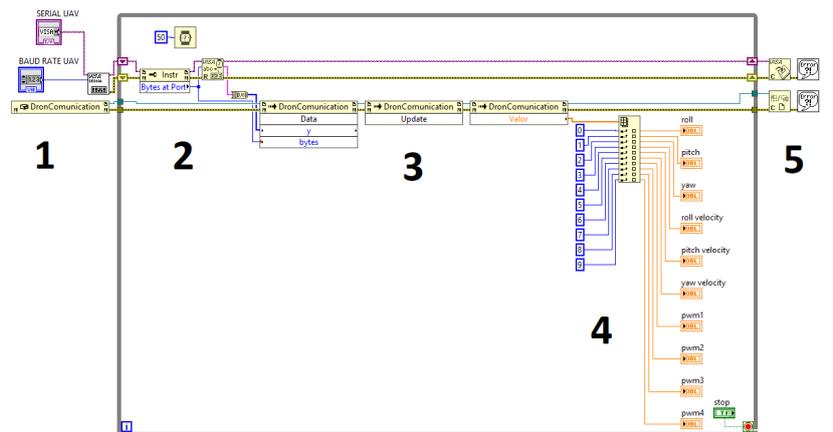


Figura 4.7: Programación de la comunicación con el VANT.

3. **Procesamiento de señales:** Antes de realizar cálculos matemáticos o graficar datos, es necesario procesar los datos obtenidos tanto de la tarjeta de adquisición como del VANT. Este punto tiene la función de procesar los datos obtenidos y transformarlos en el formato deseado para este trabajo. En este punto es necesario tener las posiciones angulares tanto en grados como en radianes, por lo cual se hace la debida transformación en los dos dispositivos.
4. **Estimación de estados:** Como se planteó en los objetivos, para este trabajo es necesario estimar las posiciones traslacionales en tiempo real

a partir de las posiciones rotacionales obtenidas en los puntos anteriores. Para la realización de este punto es necesario utilizar dos módulos de LabVIEW[®], *MathScript*[®] y *Control Design and Simulation*[®]. El módulo de *MathScript*[®] tiene la particularidad de utilizar el mismo lenguaje de programación que Matlab[®], lo cual facilita el trabajo al ingresar los modelos matemáticos a la programación, véase Figura 4.8. El módulo de *Control Design and Simulation*[®] tiene muchas herramientas útiles para poder realizar de manera precisa simulaciones de control en LabVIEW[®], como son integradores, derivadores, estimadores, entre otros, además de poder variar los tiempos de muestreo como el usuario lo desee, estando su capacidad a la par de Simulink[®] de Matlab[®], véase Figura 4.9.

```

offset1 33
angle1  34   if y3>180
offset2 35     y3=y3-360;
angle2  36   end
        37   y3=-y3;
        38
offset3  39   if Myaw>y3
angle3  40     x3=y3+offset3;
        41   else
        42     x3=y3-offset3;
        43   end
Myaw    44   if x3<0
        45     enc3 = x3+360;
        46   else
        47     enc3 = x3;
        48   end
        49
        50   if enc3>180
        51     enc3=enc3-360;
        52   end

```

Figura 4.8: Módulo de *MathScript*[®].

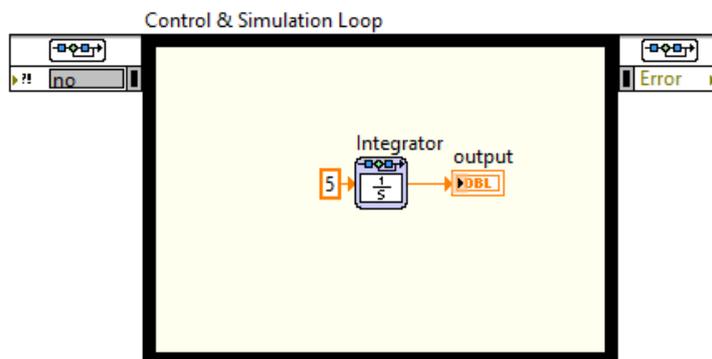


Figura 4.9: Módulo de *Control Design and Simulation*[®].

Haciendo uso de los dos módulos se desarrolla la programación para la estimación de los movimientos traslacionales del VANT.

La estimación de los estados en el ámbito traslacional se puede obtener utilizando distintos tipos de observadores estados, los cuales estiman los estados que no se pueden leer físicamente, utilizando el modelo matemático del sistema real e incluyendo ganancias en el observador. Aunque, los observadores de estados son para sistemas ideales en los cuales no hay ruido en las entradas o salidas. Por lo tanto, para los fines de este trabajo no es lo más adecuado, la razón se debe a que tanto como las entradas como las salidas del mismo presentan ruido en sus señales, por lo cual se utiliza como alternativa el Filtro de Kalman Extendido y el filtro de Kalman para sistemas lineales. El filtro de Kalman es un observador, pero toma en cuenta el ruido presente en el sistema, así filtrando las señales y estimando los estados que no son obtenidos físicamente. Se utilizó tanto el filtro de Kalman para sistemas lineales como el Kalman Extendido, para así poder comparar los datos. El filtro de Kalman para sistemas lineales se describe en las ecuaciones (3.83) a (3.87), y el filtro de Kalman Extendido se describe en (3.92) a (3.96). Para su implementación se tomaron varias consideraciones:

- Primeramente, se debe analizar cuáles son las entradas y salidas reales del sistema, los cuales se pueden medir, y cuáles son los estados que no se pueden medir. Para este caso las entradas son las velocidades rotacionales de los motores que se obtienen directamente de la tarjeta de vuelo al convertir los PWM a velocidades angulares, y las salidas reales son las posiciones y velocidades rotacionales del VANT que se obtienen tanto del vehículo como de

los encoders de la plataforma. Los estados no medidos son las posiciones traslacionales, las cuales no se pueden obtener físicamente ya que el VANT no se mueve linealmente de su posición, pero que se pueden estimar.

- Posteriormente se debe aclarar que tanto las entradas como las salidas físicas del sistema presentan ruido, tanto los datos obtenidos por el VANT como de los encoders, por lo cual es necesario calcular la matriz de covariancia, tanto para las entradas, como de las salidas, recordando que en este caso tenemos dos tipos de salidas, las del VANT y las de los encoders.
- El tiempo de muestreo que se utiliza viene dado por la capacidad de los dispositivos de comunicación, que en este caso es 50 milisegundos, lo cual se debe a la velocidad máxima en la cual puede transmitir la telemetría instalada en el VANT.
- Se toma como un punto importante que en este sistema se tienen dos sensores midiendo las mismas variables de estado, que son el VANT y los encoders, los cuales al mismo tiempo miden la posición y velocidad rotacional del sistema. Por lo tanto, para la estimación de los estados se tomaron en cuenta cuatro opciones viables: utilizar dos EKF, uno para los encoders y otro para el VANT, además se utilizaron dos fusiones de datos que estaban incluidas en la literatura, una fusión utiliza los dos EKF calculados mediante los dos tipos de sensores y con ello estima las posiciones traslacionales (3.102- 3.103), y la segunda fusión se trata de un EKF independiente que utiliza los dos sensores para la estimación (3.104-3.107).

Tomando en cuenta los puntos anteriores se programa el código que estima la posición traslacional del sistema. El código se introduce dentro de una estructura *Mathscript*[®], la cual a su vez está en un *Control & Simulation Loop*[®], en el cual se introducen las herramientas necesarias para el cálculo, como son integradores, derivadores, retardos, entre otros.

5. **Graficar los datos:** Para graficar los datos se utiliza una herramienta del módulo de *Control and Simulation*[®], la cual grafica los estados tomando en cuenta el tiempo de muestreo que se especifica en el sistema. Se grafican los datos de los dos tipos de sensores, los del VANT y de los encoders, los cuales son las posiciones rotacionales (*roll*, *pitch* y *yaw*). Posteriormente se grafican tanto las posiciones rotacionales

y traslacionales estimadas por los cuatro tipos de EKF mencionados anteriormente.

6. **Guardar la información en una base de datos:** utilizando el módulo de *Report Generation*[®], se utiliza una tabla que se llena con los datos de interés dentro de la interfaz de LabVIEW[®], para posteriormente pasar los datos a un archivo tipo Excel[®], como se muestra en la Figura 4.10.

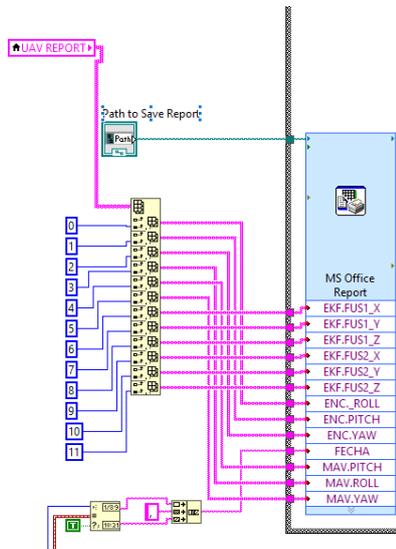


Figura 4.10: Programación para el guardado de datos utilizando el MS Office Report[®].

7. **Modelo 3D:** Para visualizar el modelo del VANT en tiempo real, se diseñó este de una manera más simple en SolidWorks[®], para posteriormente convertir este archivo en un modelo 3D, el cual se puede invocar directamente en LabVIEW[®]. Además, se utilizaron dos indicadores sacados del módulo *Robotics*[®], los cuales indican la posición rotacional del vehículo. La programación se muestra en la Figura 4.11.

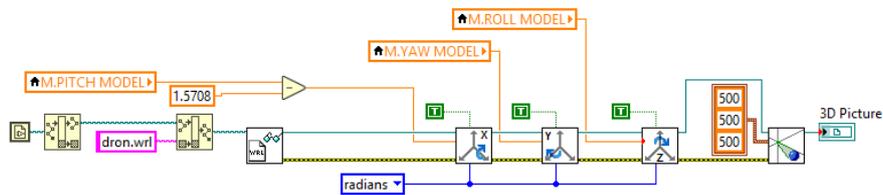


Figura 4.11: Programación para el modelo 3D del VANT.

4.4. Funcionamiento del sistema

La interfaz gráfica se divide en varias pantallas, cada una mostrando información de interés, lo cual se explica en los siguientes puntos.

1. La pantalla principal de la interfaz llamada *Parameters* muestra la configuración de los puertos seriales a los cuales está conectado el VANT y la tarjeta de adquisición de datos, además de mostrar las constantes que se utilizan en el modelo matemático del vehículo aéreo. En la misma pantalla muestra la configuración de las matrices de covarianza para los filtros de Kalman, para poderse ajustar en que caso de que se desee una mejor filtración y estimación. Además, está incluido un botón que cambia las posiciones y velocidades rotacionales en grados o radianes. Véase Figura 4.12.

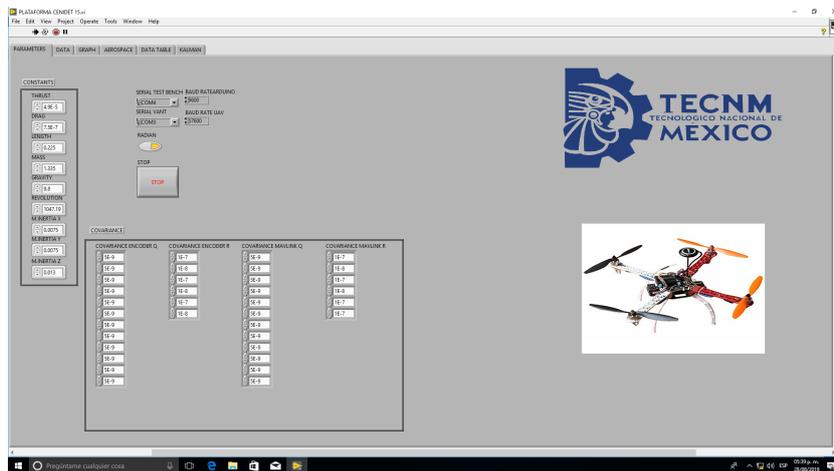


Figura 4.12: Pantalla principal del sistema.

2. En la pantalla *Data* se muestran los datos obtenidos del VANT y de los encoders, además se incluye un botón que iguala por un instante los

valores de los encoders con los del vehículo, esto con la necesidad que los dos empiecen en el mismo punto. Véase Figura 4.13.

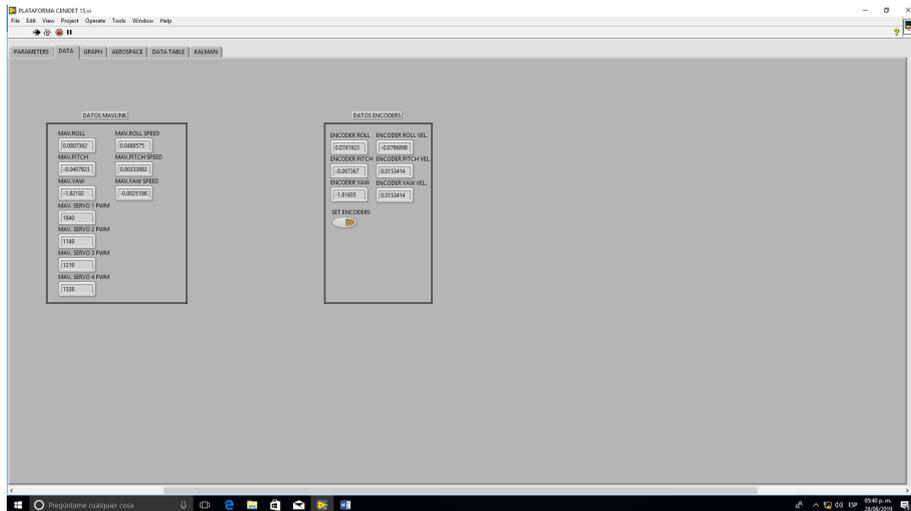


Figura 4.13: Pantalla de datos del sistema.

3. La pantalla de *Graph* se muestra en las figuras 4.14, 4.15 y 4.16. En esta sección del sistema se muestran las gráficas de las posiciones y velocidades rotacionales en *roll*, *pitch* y *yaw*, tanto para los encoders como para los datos obtenidos directamente del VANT, además de mostrar la combinación de los dos sensores, para su comparación.

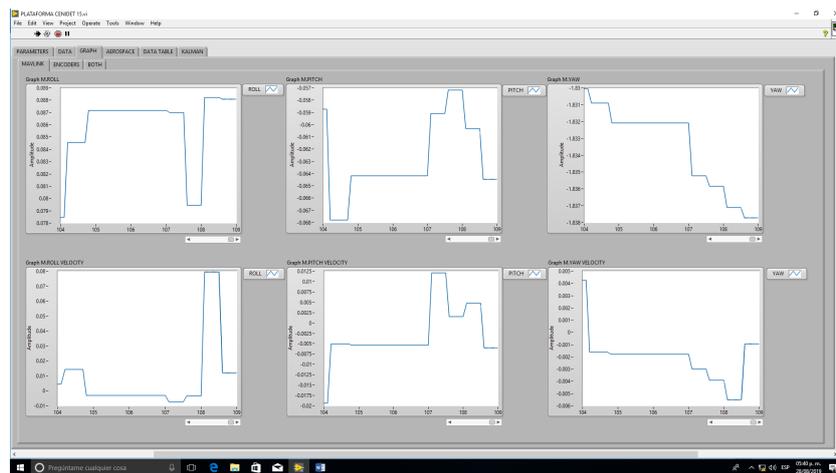


Figura 4.14: Pantalla de gráficas obtenidas del VANT a través del Mavlink.

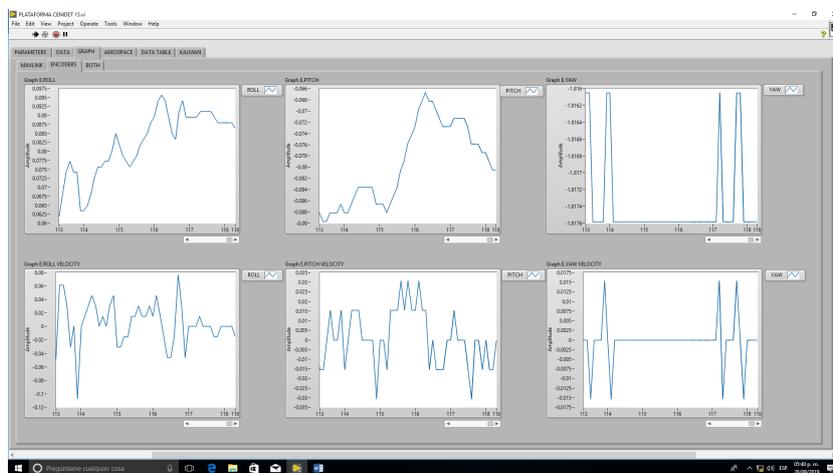


Figura 4.15: Pantalla de gráficas obtenidas del la plataforma tipo cardán utilizando los datos de encoders.

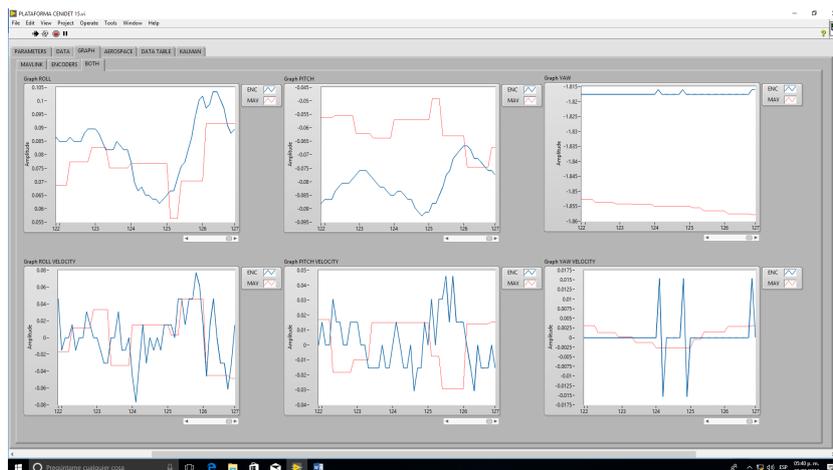


Figura 4.16: Pantalla de gráficas obtenidas a través de la fusión de datos.

4. En la pantalla de *Aerospace* se visualiza el movimiento en tiempo real del modelo 3D del VANT, además de visualizar dos indicadores de posición, un sensor de brújula y un sensor posición. Véase figura 4.17.

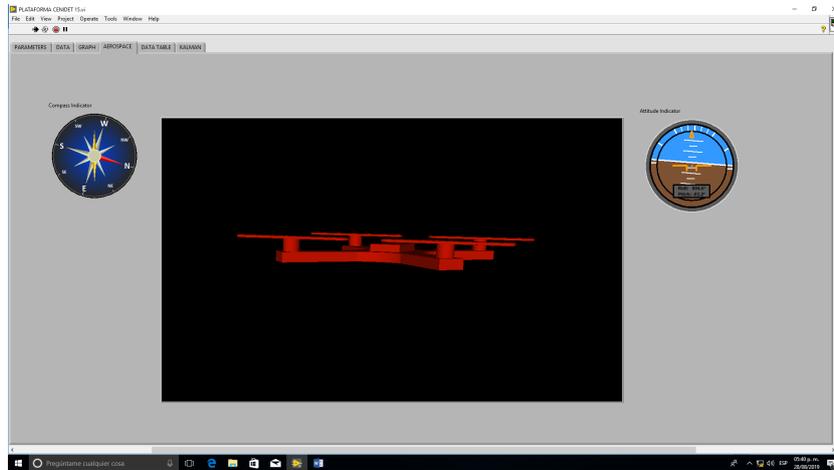


Figura 4.17: Pantalla de *Aerospace*.

- La pantalla de *Data Table* se muestra en la Figura 4.18. En esta pantalla se muestra una tabla que guarda los datos de interés en tiempo real. Además se incluyen tres botones de operación: ERASE para borrar los datos de la tabla, START para empezar a tomar los datos o pausarlo cuando lo desee el usuario, y SAVE el cual sirve para guardar los datos que están en la tabla en un archivo tipo Excel®, archivo al cual se puede especificar su dirección en *PATH TO SAVE REPORT*.

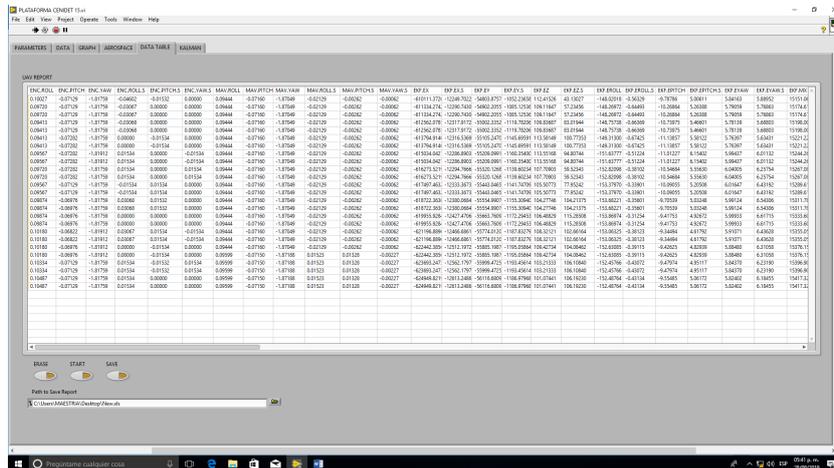


Figura 4.18: Pantalla de base de datos.

- En la pantalla de *Kalman Filter*, se muestran cinco subpantallas. La primera subpantalla mostrada en la Figura 4.19 es llamada *Estimates* y muestra los valores de estimaciones de los 12 estados obtenidas

por los filtros de Kalman anteriormente mencionados además de sus fusiones de datos. La siguiente subpantalla *KF ROTATIONAL* muestra la dinámica rotacional utilizando el filtro de Kalman para sistemas lineales, lo cual se muestra en la figura 4.20, posteriormente la subpantalla *KF Translational* muestra la dinámica traslacional utilizando el filtro de Kalman para sistemas lineales, lo cual se muestra en la figura 4.21. Las otras dos subpantallas son llamadas de *EKF Rotational* y *EKF Translational* respectivamente y se muestran en las Figura 4.22 y 4.23, estas últimas despliegan las gráficas de los estados estimados rotacionales y traslacionales del VANT utilizando el Filtro de Kalman Extendido.

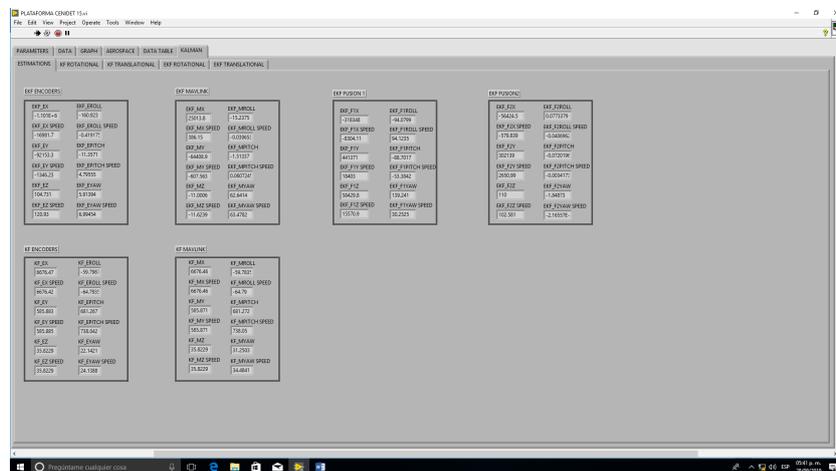


Figura 4.19: Pantalla del Filtro de Kalman: estimaciones.

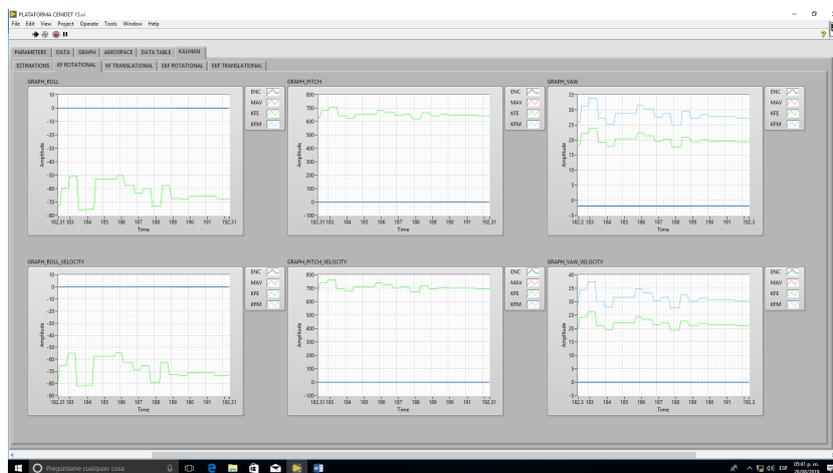


Figura 4.20: Pantalla del Filtro de Kalman: gráficas de las estimaciones rotacionales.

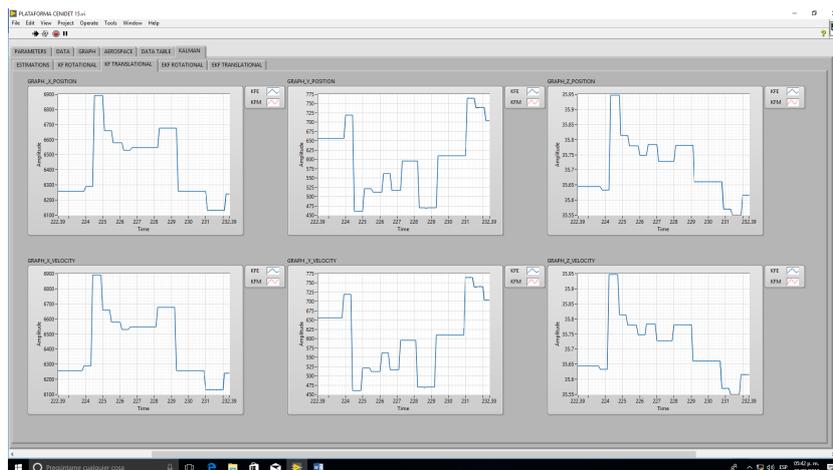


Figura 4.21: Pantalla del Filtro de Kalman: gráficas de las estimaciones traslacionales.

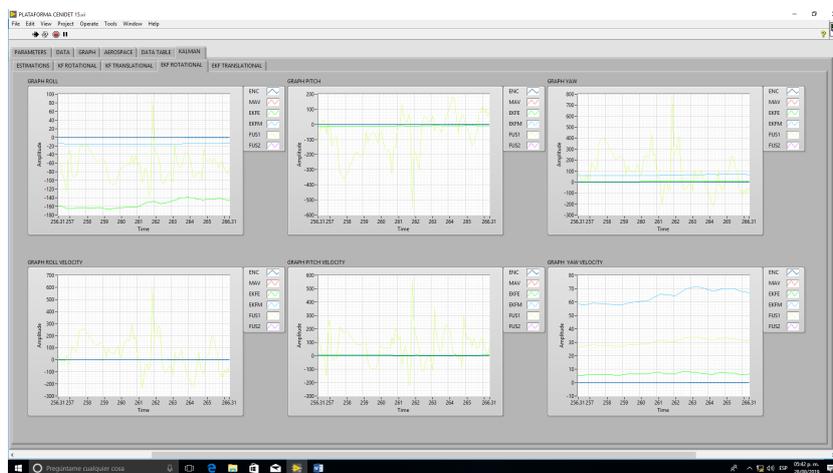


Figura 4.22: Pantalla del Filtro de Kalman Extendido: gráficas de las estimaciones traslacionales.

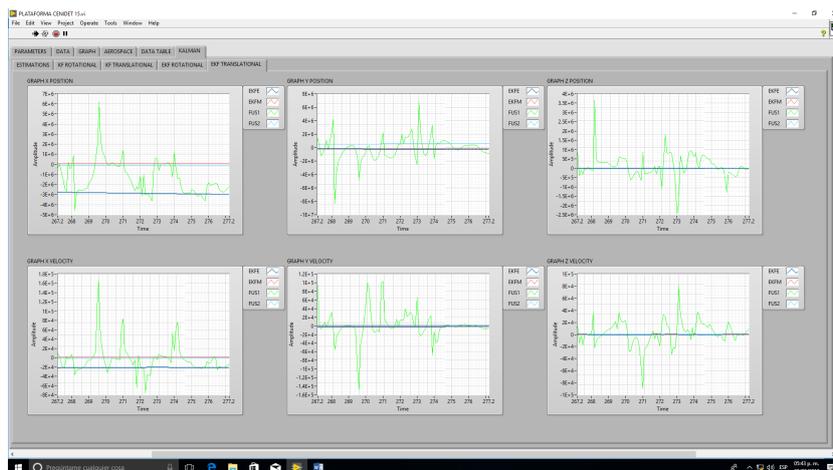


Figura 4.23: Pantalla del Filtro de Kalman Extendido: gráficas de las estimaciones traslacionales.

4.5. Conclusión

En este capítulo se presentó el desarrollo de la plataforma experimental de pruebas para los VANT de tipo cuadrirrotor. El desarrollo incluye el diseño de una interfaz gráfica. Con este capítulo se presentó una solución para la problemática planteada en este trabajo, la cual se validará en el Capítulo 5.

Capítulo 5

Resultados

El objetivo de este capítulo es presentar los métodos que se utilizaron para validar este trabajo y presentarlo como una solución para futuros proyectos. Este capítulo está organizado de la siguiente manera: En la Sección 5.1 se presenta la validación del trabajo mediante simulación en Matlab®, simulando el modelo dinámico del VANT incluyendo los filtros de Kalman, para posteriormente comparar los resultados con el error cuadrático medio (ECM). En la Sección 5.2 se presentan los resultados que se obtuvieron de la plataforma experimental al utilizar un VANT real montado dentro de la plataforma. En la Sección 5.3 se presentan las conclusiones del capítulo.

5.1. Validación numérica y comparativa

Antes de presentar los datos obtenidos en la experimentación con la plataforma tipo cardán para VANT, primeramente se comprobó por simulación que los métodos utilizados para la medición y estimación de estados sean válidos. Para comprobar que los filtros de Kalman utilizados y las fusiones de datos son válidas, se desarrollo una simulación en MATLAB® que fuese lo más real posible al sistema físico con el que se cuenta, por lo cual al tener una plataforma que es capaz de medir la dinámica rotacional del VANT con dos sensores diferentes, que son los datos del VANT obtenidos por MAVLINK y los encoders, es necesario tener dos modelos matemáticos que midan los mismos estados pero que tengan un ruido diferente en sus salidas, además se utilizaron los parámetros reales del VANT presentados en la Sección 4.2 para la simulación. Para la simulación se incluyeron dos modelos matemáticos no lineales del VANT tipo cuadricoptero presentado en las ecuaciones (3.46) - (3.51), por lo cual cada modelo incluye la misma entrada, pero tienen salidas con diferente ruido, para simular los dos tipos de sensores, además a cada

modelo se le incluye un filtro de Kalman para sistemas lineales y un filtro de Kalman Extendido para sistemas no lineales, para posteriormente incluir los dos tipos de fusiones de datos. Se incluyó en la simulación además el modelo no lineal del cuadricóptero pero sin ruido en sus salidas, para una mejor comprobación de la estimación y filtración de los filtros de Kalman y las fusiones.

Los datos obtenidos de la simulación se presentan en dos escenarios, el primero para mostrar los EKF y las fusiones de datos, y el segundo para mostrar los KF: en el primer escenario para mostrar la dinámica rotacional incluye las gráficas obtenidos a partir de la simulación de los modelos no lineales del VANT con ruidos diferentes, los Filtros de Kalman extendidos, las fusiones de datos con Filtros de Kalman extendidos y el modelo no lineal sin ruido. Para este primer escenario, en la Figura 5.1 se presentan los datos obtenidos en la dinámica rotacional, mostrando el movimiento rotacional, posteriormente en la Figura 5.2 se muestran las velocidades rotacionales. Para la dinámica traslacional, se muestran los datos obtenidos a partir de los Filtros de Kalman Extendidos, las fusiones de datos para Filtros de Kalman Extendidos y el modelo no lineal sin ruido. En la Figura 5.3 se presenta la dinámica traslacional, mostrando los movimientos traslacionales y en la Figura 5.4 se muestran las velocidades traslacionales.

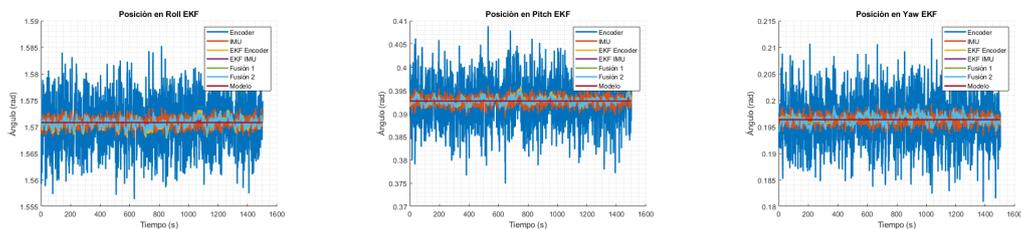


Figura 5.1: Simulación de los movimientos rotacionales del VANT utilizando las señales simuladas del encoder, del VANT (IMU), los filtros de Kalman Extendidos (EKF Encoder e IMU), las fusiones de datos (Fusión 1 y 2) y el modelo no lineal (Modelo).

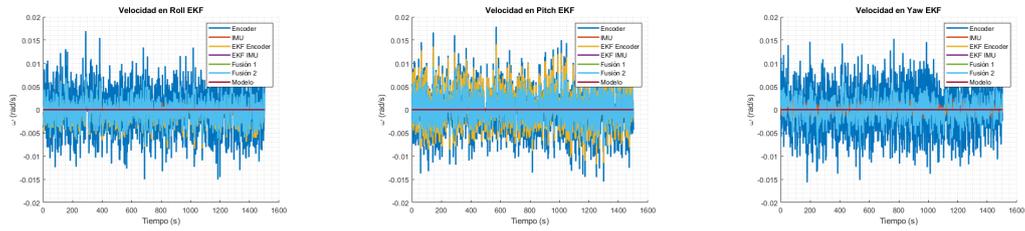


Figura 5.2: Simulación de las velocidades rotacionales del VANT utilizando las señales simuladas del encoder, del VANT (IMU), los filtros de Kalman Extendidos (EKF Encoder e IMU), las fusiones de datos (Fusión 1 y 2) y el modelo no lineal (Modelo).

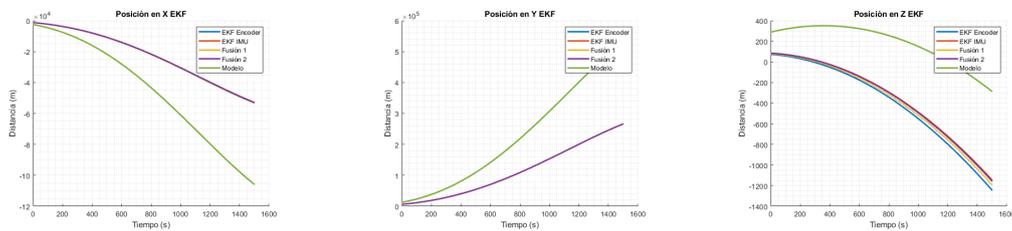


Figura 5.3: Simulación de los movimientos traslacionales del VANT utilizando los filtros de Kalman Extendidos (EKF Encoder e IMU), las fusiones de datos (Fusión 1 y 2) y el modelo no lineal (Modelo).

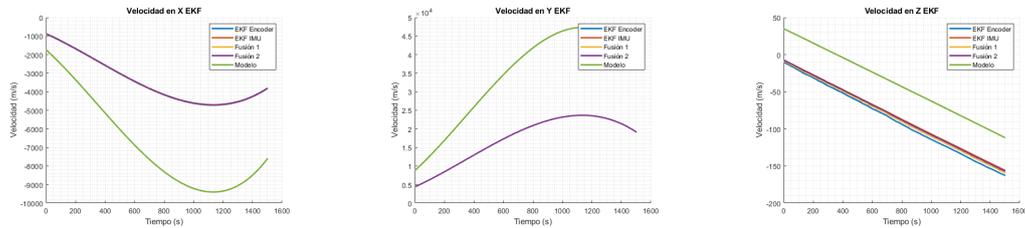


Figura 5.4: Simulación de las velocidades traslacionales del VANT utilizando los filtros de Kalman Extendidos (EKF Encoder e IMU), las fusiones de datos (Fusión 1 y 2) y el modelo no lineal (Modelo).

En el segundo escenario para mostrar la dinámica rotacional se incluyen las gráficas obtenidas a partir de los dos modelos no lineales del VANT con diferente ruido, los filtros de Kalman para sistemas lineales y el modelo no lineal sin ruido. Para este primer escenario, en la Figura 5.5 se presentan los datos obtenidos en la dinámica rotacional, mostrando el movimiento rotacional, posteriormente en la Figura 5.6 se muestran las velocidades rotacionales. Para la dinámica traslacional se incluyen los dos modelos no lineales

con ruido en sus salidas y los Filtros de Kalman para sistemas lineales. En la Figura 5.7 se presenta la dinámica traslacional, mostrando los movimientos traslacionales y en la Figura 5.8 se muestran las velocidades traslacionales.

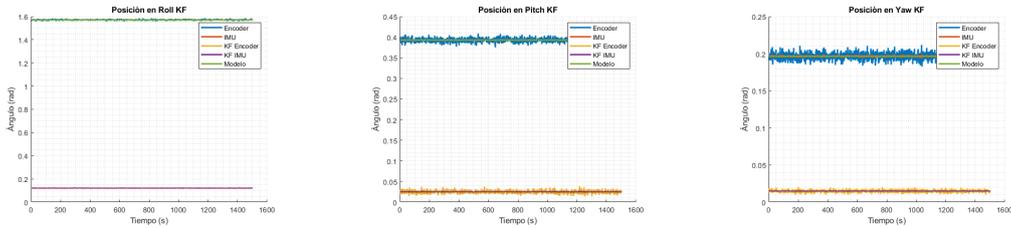


Figura 5.5: Simulación de los movimientos rotacionales del VANT utilizando las señales simuladas del encoder, del VANT (IMU), los filtros de Kalman (KF Encoder e IMU) y el modelo no lineal (Modelo).

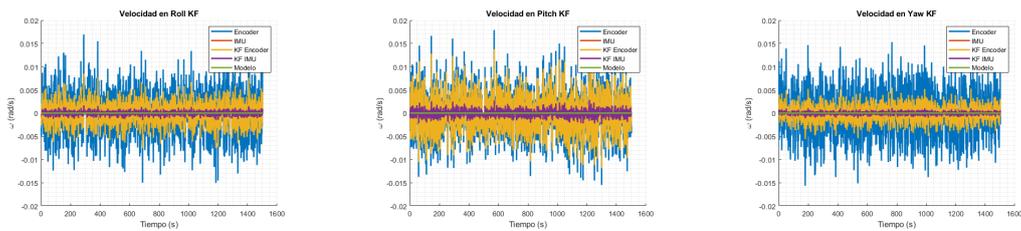


Figura 5.6: Simulación de las velocidades rotacionales del VANT utilizando las señales simuladas del encoder, del VANT (IMU), los filtros de Kalman (KF Encoder e IMU) y el modelo no lineal (Modelo).

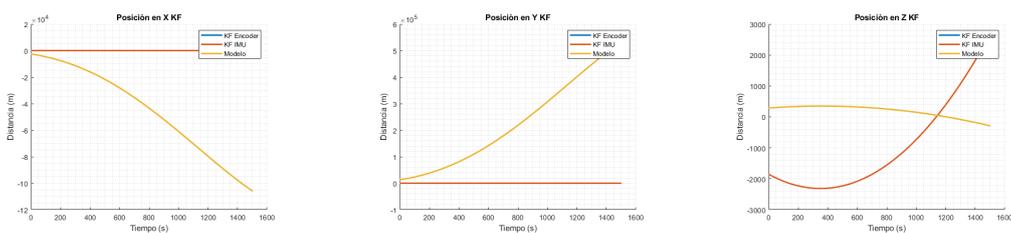


Figura 5.7: Simulación de los movimientos traslacionales del VANT utilizando los filtros de Kalman (KF Encoder e IMU) y el modelo no lineal (Modelo).

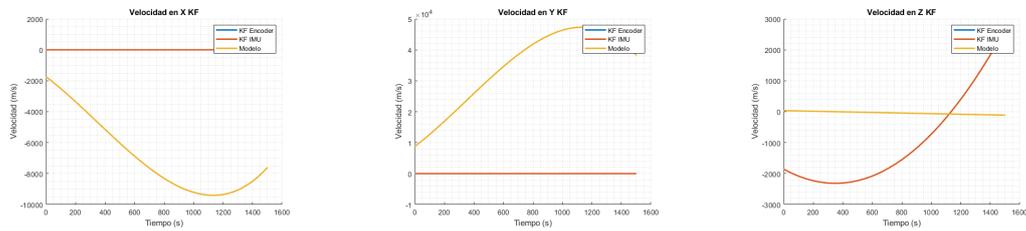


Figura 5.8: Simulación de los movimientos traslacionales del VANT utilizando los filtros de Kalman (KF Encoder e IMU) y el modelo no lineal (Modelo).

De los resultados obtenidos se puede analizar una clara diferencia entre los Filtros de Kalman para sistemas lineales y los Filtros de Kalman Extendidos para sistemas no lineales al intentar filtrar y estimar los estados, lo cual se debe a que estos últimos son los más adecuados para sistemas no lineales como el VANT, además se muestra como las fusiones de datos pueden ser una buena herramienta para estimar mejor los estados al tener dos tipos de sensores que miden el mismo estado. Para validar los resultados obtenidos mediante la simulación, se calcularon los errores cuadráticos medios (ECM) a lo largo de un tiempo específico, comparando los datos obtenidos con el modelo no lineal del VANT sin ruido en sus salidas, contra los datos obtenidos por los modelos con ruido, Filtros de Kalman y fusiones. Para esta validación se utilizaron solamente los datos obtenidos de la dinámica rotacional, para obtener un mejor entendimiento del sistema. En la Figura 5.9 se muestra el ECM calculado a lo largo del tiempo entre el modelo no lineal y los modelos no lineales con ruido, simulando estos últimos a los sensores con ruido. En la Figura 5.10 se muestra el ECM del modelo contra los Filtros de Kalman para sistemas lineales. En la Figura 5.11 se muestra el ECM del modelo contra los Filtros de Kalman Extendidos para sistemas no lineales. Por ultimo en la Figura 5.12 se muestra el ECM del modelo contra las fusiones de datos utilizando los Filtros de Kalman Extendidos.



Figura 5.9: Error cuadrático medio a lo largo del tiempo del modelo contra los sensores.



Figura 5.10: Error cuadrático medio a lo largo del tiempo del modelo contra los Filtros de Kalman.



Figura 5.11: Error cuadrático medio a lo largo del tiempo del modelo contra los Filtros de Kalman Extendidos.



Figura 5.12: Error cuadrático medio a lo largo del tiempo del modelo contra las Fusiones de datos con Filtros de Kalman Extendidos.

Los datos obtenidos mediante el ECM muestran como el error es menor al utilizar los Filtros de Kalman y las fusiones de datos al compararlos con los datos medidos solamente por medio del modelo no lineal con ruido, por lo tanto se puede validar estas herramientas para su uso dentro de la plataforma física.

5.2. Validación experimental

Al validar los datos obtenidos por medio de simulación en MATLAB®, es necesario comparar estos datos con los obtenidos físicamente con la plataforma experimental, la cual incluye los datos obtenidos físicamente de los sensores, el modelo no lineal del VANT, el Filtro de Kalman y Filtro de Kalman Extendido, además de las fusiones de datos con los filtros de Kalman Extendidos.

Los datos obtenidos por medio de la plataforma se presentan en dos escenarios, el primero para mostrar los EKF y las fusiones de datos, y el segundo para mostrar los KF: en el primer escenario para mostrar la dinámica rotacional incluye los datos obtenidos a partir de los sensores físicos que son los encoders y los datos obtenidos por MAVLINK, los Filtros de Kalman extendidos y las fusiones de datos con Filtros de Kalman extendidos. Para este primer escenario, en la Figura 5.13 se presentan los datos obtenidos en la dinámica rotacional, mostrando el movimiento rotacional, posteriormente en la Figura 5.14 se muestran las velocidades rotacionales. Para la dinámica traslacional, se muestran los datos obtenidos a partir de los Filtros de Kalman Extendidos, las fusiones de datos para Filtros de Kalman Extendidos y el modelo no lineal sin ruido. En la Figura 5.15 se presenta la dinámica traslacional, mostrando los movimientos traslacionales y en la Figura 5.16 se muestran las velocidades traslacionales.

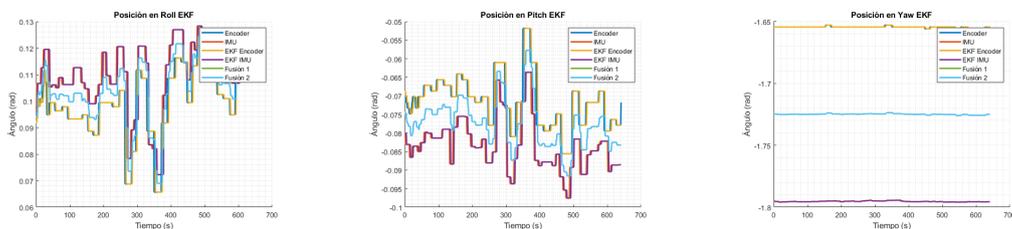


Figura 5.13: Valores de las posiciones rotacionales obtenidos experimentalmente mediante encoders, datos del VANT (IMU), Filtros de Kalman Extendidos (EKF Encoder e IMU) y Fusiones de datos (Fusión 1 y 2).

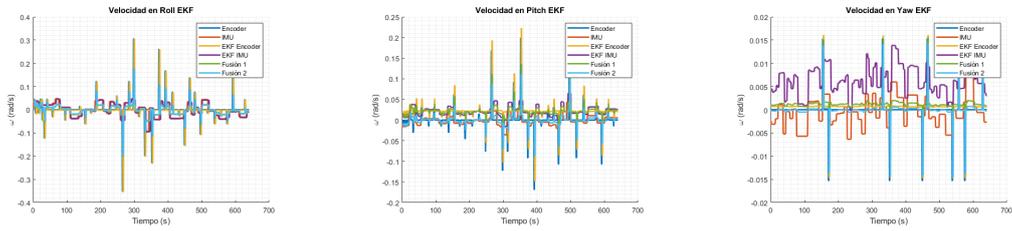


Figura 5.14: Valores de las velocidades rotacionales obtenidos experimentalmente mediante encoders, datos del VANT (IMU), Filtros de Kalman Extendidos (EKF Encoder e IMU) y Fusiones de datos (Fusión 1 y 2).

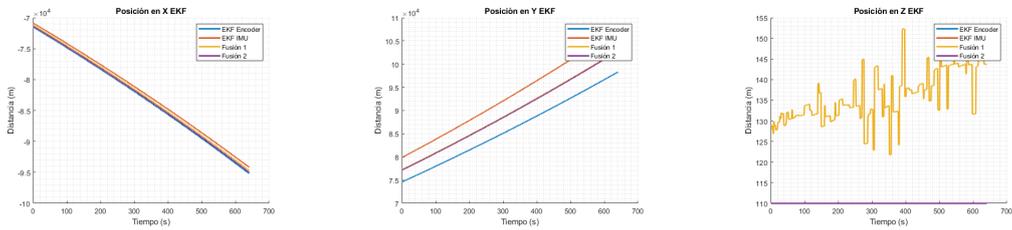


Figura 5.15: Valores de las posiciones traslacionales obtenidas experimentalmente los Filtros de Kalman Extendidos (EKF Encoder e IMU) y Fusiones de datos (Fusión 1 y 2).

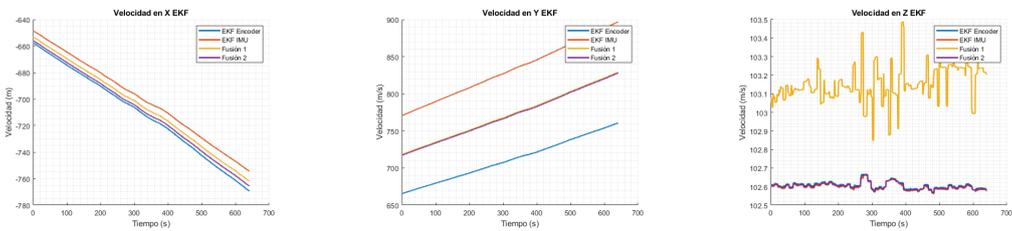


Figura 5.16: Valores de las posiciones traslacionales obtenidas experimentalmente los Filtros de Kalman Extendidos (EKF Encoder e IMU) y Fusiones de datos (Fusión 1 y 2).

En el segundo escenario para mostrar la dinámica rotacional se incluyen las gráficas obtenidas a partir de los sensores físicos que son los encoders y los datos obtenidos por MAVLINK y los Filtros de Kalman para sistemas lineales. Para este primer escenario, en la Figura 5.17 se presentan los datos obtenidos en la dinámica rotacional, mostrando el movimiento rotacional, posteriormente en la Figura 5.18 se muestran las velocidades rotacionales. Para la dinámica traslacional se incluyen los dos modelos no lineales con

ruido en sus salidas y los Filtros de Kalman para sistemas lineales. En la Figura 5.19 se presenta la dinámica traslacional, mostrando los movimientos traslacionales y en la Figura 5.20 se muestran las velocidades traslacionales.

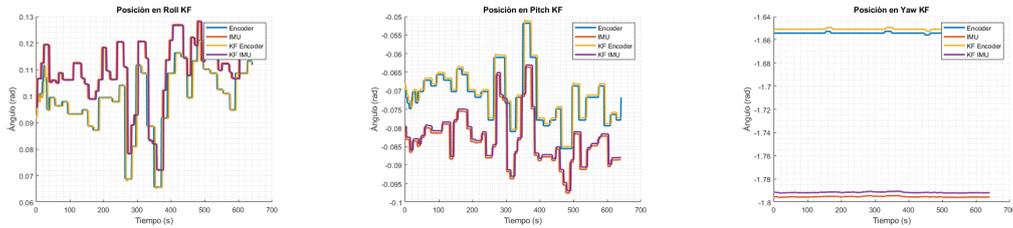


Figura 5.17: Valores de las posiciones rotacionales obtenidos experimentalmente mediante encoders, datos del VANT (IMU) y Filtros de Kalman (KF Encoder e IMU).

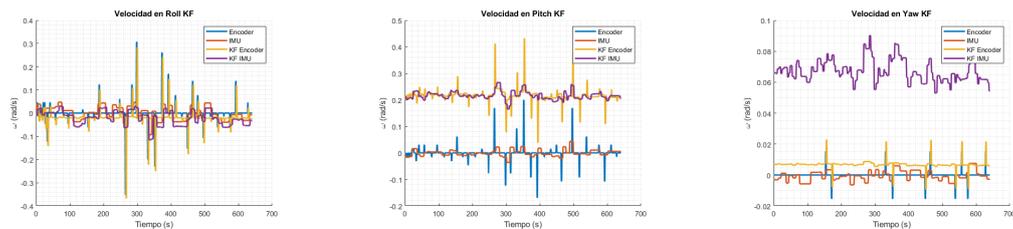


Figura 5.18: Valores de las velocidades rotacionales obtenidos experimentalmente mediante encoders, datos del VANT (IMU) y Filtros de Kalman (KF Encoder e IMU).

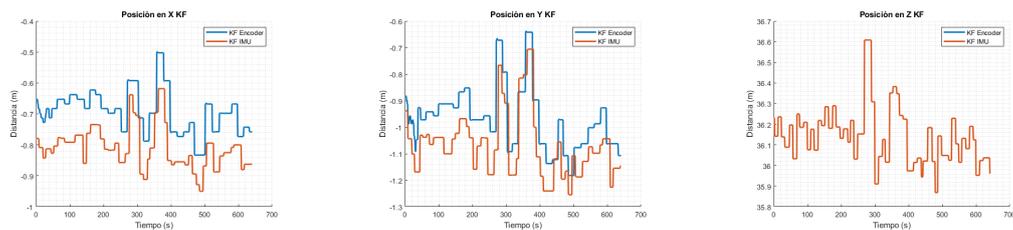


Figura 5.19: Valores de las posiciones traslacionales obtenidas experimentalmente mediante los Filtros de Kalman (KF Encoder e IMU).

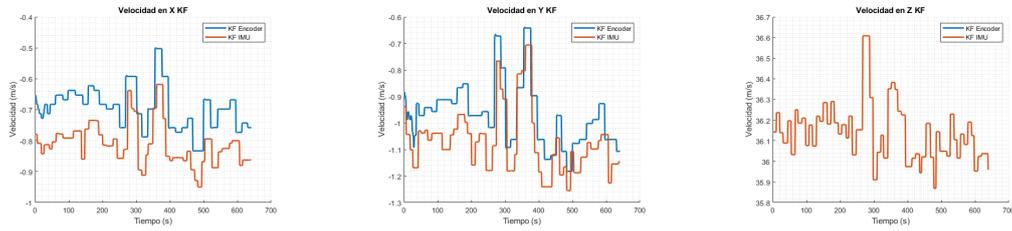


Figura 5.20: Valores de las velocidades traslacionales obtenidas experimentalmente mediante los Filtros de Kalman (KF Encoder e IMU).

Con los datos obtenidos experimentalmente se puede comprobar que los Filtros de Kalman Extendidos son mejores para el filtrado y estimación de estados para los VANT al comparándolos con los Filtros de Kalman para sistemas lineales, además de que se comprueba que las fusiones de datos con Filtros de Kalman Extendidos pueden mejorar la estimación y filtrado al tener dos o mas sensores midiendo el mismo estado.

5.3. Conclusiones

En este capítulo se mostró la forma en la cual se validó el trabajo presentado, mostrando las simulaciones que se obtuvieron en MATLAB[®], además de obtener los errores cuadráticos medios de estos datos simulados. Posteriormente se analizaron los datos obtenidos experimentalmente por medio de la plataforma tipo cardán, comprobando que los métodos utilizados para filtrado y estimación son los adecuados. Con los resultados mostrados se puede concluir que se cumplieron con los objetivos planteados en el principio del trabajo.

Capítulo 6

Conclusiones

6.1. Conclusiones finales

En este trabajo se logró instrumentar una plataforma tipo cardán para realizar estudios con los VANT tipo cuadrirrotor, desarrollando a su vez una plataforma virtual en LabVIEW® en la cual se pueden observar y estimar todos los estados: 6 rotacionales y 6 traslacionales, de la aeronave. Para la realización de este trabajo fue necesario entender cómo funciona el protocolo de comunicación Mavlink, además de aprender a utilizar varios tipos de sensores para poder leer los estados reales de la dinámica rotacional. Para poder estimar los estados de la dinámica traslacional se utilizó el Filtro de Kalman Extendido, utilizando la dinámica rotacional para estimar la traslacional, además se utilizaron dos tipos de fusiones de datos para obtener una estimación más precisa.

Como era de esperarse se validó que el Filtro de Kalman Extendido es una buena herramienta para filtrar y estimar estados, además de comprobarse que las fusiones de datos pueden complementar la precisión de las estimaciones.

Como conclusión final se lograron cumplir todos los objetivos y metas planteadas al inicio de este trabajo, obteniendo una plataforma instrumentada para la medición y estimación de estados de un VANT tipo cuadrirrotor.

6.2. Aportaciones

Las aportaciones presentadas en este trabajo de investigación son:

1. El desarrollo, modelado y simulación del VANT tipo cuadrirrotor.
2. La instrumentación de una plataforma tipo cardán para medición y estimación de estados de un VANT tipo cuadrirrotor, utilizando sensores

tipo encoder y el protocolo de comunicación MAVLINK para aeronaves.

3. Plataforma virtual desarrollada en LABVIEW, para el estudio de los VANT tipo cuadrirrotor.
4. Uso del Filtro de Kalman y Kalman Extendido para la filtración de datos y estimación de estados.
5. Comparación de dos tipos de Fusiones de datos con los filtros de Kalman Extendidos, para una mejor estimación de los estados no medidos.

Con las aportaciones anteriormente planteadas se cumplieron los objetivos y metas que se habían propuesto en el principio del trabajo, pero además se aporta una plataforma experimental instrumentada que supera varias de las desventajas de los trabajos planteados en el estado del arte. La primera ventaja es que la plataforma al ser de fibra de carbón es menos pesada, lo que favorece al movimiento del VANT en su dinámica rotacional, con lo cual la aeronave se puede estabilizar mejor. En los trabajos anteriores donde se implementaron plataformas experimentales se utilizaron solamente encoders como dispositivos de medición, obteniendo pocos datos para una correcta instrumentación, sin obtener los datos que genera la tarjeta de vuelo, por lo cual en este trabajo se implementó además el protocolo de comunicación MAVLINK para obtener todos los datos relevantes de la tarjeta de vuelo tipo PIXHAWK por medio de telemetría, siendo de relevancia los ángulos medidos de la IMU y los PWM de los motores, lo cual mejora la instrumentación, medición y estimación de estados de la aeronave. Además, se desarrollo una plataforma virtual en LABVIEW que mide, estima, visualiza, gráfica y guarda todos los estados y parámetros del VANT. Por último, en trabajos anteriores relacionados con las plataformas experimentales para VANT se habían utilizado Filtros de Kalman para el filtrado y estimación de estados, pero en este trabajo al tener dos tipos de sensores que miden el mismo estado se utilizaron fusiones de datos para los Filtros de Kalman, obteniendo una mejor estimación de los estados.

6.3. Trabajos futuros y recomendaciones

En el trabajo presente se cumplieron los objetivos y metas que se habían planteado, pero quedan trabajos recomendados para mejorar la plataforma experimental. Primeramente es necesario mejorar la medición de los encoders de la plataforma, ya que éstos presentan poco ruido que afecta directamente a las mediciones y estimaciones de los estados. La plataforma virtual desarrollada en LABVIEW cumple con los requerimientos que se habían planteado,

pero se puede mejorar para obtener una mejor instrumentación. Los Filtros de Kalman y sus fusiones de datos estiman y filtran los estados de una manera regular, por lo cual como trabajo futuro se recomienda calcular mejor las matrices de covarianza para obtener un mejor filtrado y estimación. Por último, un trabajo a futuro sería desarrollar un controlador para VANT tipo cuadrirrotor e implementarlo dentro de la tarjeta de vuelo, para posteriormente probarse dentro de la plataforma tipo cardan desarrollada en este trabajo.

Referencias

- [1] F. Adamo y col. «Development and characterization of a measurement instrumentation system for UAV components testing». En: *2017 IEEE International Workshop on Metrology for AeroSpace (MetroAeroSpace)*. 2017, págs. 355-359. DOI: 10.1109/MetroAeroSpace.2017.7999596.
- [2] Lysandros Anastasopoulos y Mirko Hornung. «Design of a Real-Time Test Bench for UAV Servo Actuators». En: 2018. DOI: 10.2514/6.2018-3735.
- [3] Ardupilot. *Ardupilot*. URL: <http://ardupilot.org/ardupilot/index.html>.. (accessed: 01.10.2018).
- [4] Ardupilot. *Mission Planner*. URL: <http://ardupilot.org/planner/>.. (accessed: 01.10.2018).
- [5] Giorgio Bartolini y col. *Modern Sliding Mode Control Theory. New Perspectives and Applications*. Vol. 375. 2008. ISBN: 978-3-540-79015-0. DOI: 10.1007/978-3-540-79016-7.
- [6] Secretaría de Comunicaciones y Transportes. *Norma Oficial Mexicana PROY-NOM-107-SCT3-2016*. URL: http://dof.gob.mx/nota_detalle_popup.php?codigo=5497895. (accessed: 01.11.2018).
- [7] F.R. López Estrada y col. «Sistema de aterrizaje de emergencia de un vehículo aéreo no tripulado mediante conversión de cuadrirrotor a PVTOL». En: *Revista Iberoamericana de Automática e Informática Industrial* (2018).
- [8] Isabelle Fantoni y Rogelio Lozano. «The PVTOL aircraft». En: *Non-linear Control for Underactuated Mechanical Systems*. London: Springer London, 2002, págs. 173-194. ISBN: 978-1-4471-0177-2. DOI: 10.1007/978-1-4471-0177-2_12. URL: https://doi.org/10.1007/978-1-4471-0177-2_12.

- [9] Q. Gan y C. J. Harris. «Comparison of two measurement fusion methods for Kalman-filter-based multisensor data fusion». En: *IEEE Transaction on Aerospace and Electronic System* 37.1 (2001), págs. 273-279. ISSN: 0018-9251. DOI: 10.1109/7.913685.
- [10] N. INSTRUMENTS. *¿Qué es Adquisición de Datos?* URL: [https://www.ni.com/data-acquisition/what-is/esa/..](https://www.ni.com/data-acquisition/what-is/esa/) (accessed: 01.10.2018).
- [11] Daniel J. Simon. «Optimal State Estimation: Kalman, H_∞ , and Non-linear Approaches». En: (2006). DOI: 10.1002/0470045345.ch11.
- [12] Hassan K Khalil. *Nonlinear Systems*. 2002. ISBN: 9780131227408.
- [13] Hassan K Khalil. *Nonlinear systems; 3rd ed.* The book can be consulted by contacting: PH-AID: Wallet, Lionel. Upper Saddle River, NJ: Prentice-Hall, 2002. URL: <https://cds.cern.ch/record/1173048>.
- [14] Roger Miranda Colorado. *Cinemática y Dinámica de Robots Manipuladores*. 2016. ISBN: 978-607-622-048-1.
- [15] Roger Miranda Colorado y col. *Drones: Modelado y control de cuadrotos*. 2018. ISBN: 978-607-538-314-9.
- [16] Javad Mohammadpour Velni y Carsten Scherer. *Control of Linear Parameter Varying Systems with Applications*. 2012. DOI: 10.1007/978-1-4614-1833-7.
- [17] G. Ortiz Torres y col. «Development of Experimental Platform for Control System of a Planar Vertical Take-off and Landing Unmanned Aerial Vehicle». En: *IEEE Latin America Transactions* 16.2 (2018), págs. 342-349. ISSN: 1548-0992. DOI: 10.1109/TLA.2018.8327385.
- [18] Prosper. *Slip rings / Rotary joints*. URL: https://www.heason.com/images/datasheets/Heason_Servotecnica_C16_SRC-SRW-SRF_SlipRings_REV13en-Datasheet.pdf. (accessed: 01.10.2018).
- [19] Quanser. *QBALL 2*. URL: <https://www.quanser.com/wp-content/uploads/2017/03/QBall-2-Datasheet-v1.2.pdf>. (accessed: 01.10.2017).
- [20] Elia Quirós Rosado. *Introducción a la Fotogrametría y Cartografía aplicadas a la Ingeniería Civil*. Feb. de 2015. ISBN: 978-84-697-1317-4.
- [21] J.R. Raol. *Multi-sensor data fusion with MATLAB®*. 2009, págs. 1-535.
- [22] A. Razzaghian y R. Kardehi Moghaddam. «Backstepping Control Techniques». En: 2016.

- [23] E. SANTANA. *MAVLink*. URL: <https://www.xdrones.es/mavlink/> .. (accessed: 01.10.2018).
- [24] R. Schacht-Rodriguez y col. «Design and development of a UAV Experimental Platform». En: *IEEE Latin America Transactions* 16.5 (2018), págs. 1320-1327. ISSN: 1548-0992. DOI: 10.1109/TLA.2018.8408423.
- [25] Bill Schweber. *Rotary Encoders Critical to Successful Motion-Control Implementation*. 2015. URL: https://www.mouser.mx/publicrela%20tions_techarticle_rotaryencoderscriticalmotco_2015final. (accessed: 01.10.2018).
- [26] Avago Technologies. *AEAT-6012-A06*. URL: <https://www.broadcom.com/products/motion-control-encoders/magnetic-encoders/aeat-6012-a06>. (accessed: 01.10.2018).
- [27] VICON. *MOTION CAPTURE*. URL: <https://www.vicon.com/what-is-motion-capture..> (accessed: 01.10.2018).
- [28] Yushu Yu y Xilun Ding. «A Quadrotor Test Bench for Six Degree of Freedom Flight». En: *Journal of Intelligent & Robotic Systems* 68.3 (2012), págs. 323-338. ISSN: 1573-0409. DOI: 10.1007/s10846-012-9680-y. URL: <https://doi.org/10.1007/s10846-012-9680-y>.
- [29] Valery Yurkevich. *Advances in PID Control*. 2011. ISBN: 978-953-307-267-8. DOI: 10.5772/770.