



BENEMÉRITA UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE PUEBLA

FACULTAD DE CIENCIAS DE LA ELECTRÓNICA
MAESTRÍA EN INGENIERÍA ELECTRÓNICA,
OPCIÓN INSTRUMENTACIÓN ELECTRÓNICA

TESIS PARA OBTENER EL GRADO DE:
MAESTRO EN INGENIERÍA
ELECTRÓNICA

MODELADO Y CONTROL DE VEHÍCULOS
VTOL CON MANIPULADORES

Presenta:
Aarón Eleazar López Luna*

Asesores internos:
Dr. José Fermi Guerrero Castellanos
M.C. Ana María Rodríguez Domínguez

Asesor externo:
M.I. José Juan Téllez Guzmán

Becario CONACYT*

Puebla, Pue. Octubre 2015

Índice general

Índice de figuras	III
Índice de tablas	V
Resumen	VI
1. Panorama general de los vehículos aéreos no tripulados	1
1.1. Vehículos aéreos no tripulados UAV	1
1.2. Vehículos de despegue y aterrizaje vertical VTOL	3
1.2.1. Mini-helicóptero de cuatro rotores	4
1.3. Vehículos VTOL con brazo manipulador acoplado	6
2. Modelado matemático del vehículo VTOL y del manipulador	11
2.1. Modelado matemático del mini-helicóptero de cuatro rotores	12
2.1.1. Ecuaciones de movimiento del sistema rotacional utilizando el cuaternión unitario	15
2.1.2. Ecuaciones de movimiento	16
2.2. Modelo matemático del VTOL + manipulador	17
2.2.1. Modelo matemático del VTOL con brazo manipulador acoplado	17
2.2.2. Generación de torques y fuerzas del MHCR	19
2.3. Desarrollo de simulación en realidad virtual	21
2.3.1. Dibujo a detalle en SolidWorks©basado en la plataforma real	23
2.3.2. Implementación en Matlab/Simulink	26

3. Diseño del control de orientación	29
3.1. Planteamiento del problema	29
3.2. Diseño del control	30
3.3. Estimación de la masa de la carga	33
3.3.1. Planteamiento del problema de estimación	33
3.3.2. Estrategia para la estimación de la carga	34
3.3.3. Pruebas en simulación y resultados	38
4. Pruebas experimentales y resultados finales	42
4.1. Sistema de captura de movimiento	42
4.2. Plataforma aérea	46
4.3. Implementación del control de orientación	48
A.	55
A.1. Desarrollo del diseño virtual del sistema VTOL con manipulador aco- plado	55
Bibliografía	59

Índice de figuras

1.	Ejemplos de UAVs	VIII
2.	Plataforma experimental FCE-BUAP 2012	IX
3.	Plataforma experimental FCE-BUAP 2014	X
1.1.	UAV de ala fija suspendida como helicóptero.	2
1.2.	Prueba de vuelo con carga suspendida.	3
1.3.	Prueba de manipulador aéreo cargando un tubo.	3
1.4.	Plataformas VTOL experimentales	4
1.5.	Mini-helicóptero de cuatro rotores	5
1.6.	Pinza acoplada a un sistema MHCR.	6
1.7.	Pinza acoplada a un sistema VTOL sujetando una pieza de madera.	7
1.8.	Pinza acoplada a un sistema MHCR.	7
1.9.	Vehículo aéreo con pinza acoplada sosteniendo un objeto	8
1.10.	Esquema de brazo robótico acoplado a un sistema VTOL.	8
1.11.	Mini helicóptero de cuatro rotores con brazo manipulador acoplado.	9
1.12.	Manipulador aéreo construido con un mini helicóptero de cuatro rotores y un brazo robótico.	10
2.1.	Prototipo de helicóptero con cuatro rotores de FCE BUAP.	12
2.2.	Esquema de la configuración del MHCR	13
2.3.	Brazo manipulador con tres grados de libertad.	19
2.4.	Diseño de brazo manipulador	21
2.5.	Marco de referencia del brazo manipulador.	21
2.6.	MHCR con un brazo manipulador acoplado.	22
2.7.	MHCR físico.	23

2.8. Piezas del MHCR diseñadas en SolidWorks.	24
2.9. Ensamblajes del VTOL	25
2.10. Ensamblaje final.	26
2.11. Diseño del sistema VTOL en Virtual Reality.	27
2.12. Bloque VR Sink de Simulink.	27
2.13. Diagrama a bloques del MHCR en Simulink.	28
3.1. Esquema del MHCR con el brazo manipulador acoplado.	34
3.2. Posiciones angulares del brazo manipulador.	39
3.3. Movimientos angulares efectuados por el brazo manipulador.	40
3.4. Orientación del sistema completo	40
3.5. Posición y velocidad del sistema completo.	41
3.6. Señales de control.	41
4.1. Cámaras VICON T-40s	43
4.2. Ambiente virtual del software VICON Tracker.	43
4.3. Diagrama a bloques de la comunicación del sistema	44
4.4. Detección de vehículo aéreo	45
4.5. Movimiento de la plataforma aérea	46
4.6. Hexa-rotor. Plataforma experimental GIPSA-lab 2015.	47
4.7. Diagrama a bloques que representa la arquitectura del sistema completo.	48
4.8. Gráfica torques de control, sin considerar el torque	50
4.9. Gráfica torques de control, considerando el torque	51
A.1. Dibujo de piezas	56
A.2. Dibujo de ensamblajes	56
A.3. Unión de piezas	57
A.4. Agrupación de piezas en Virtual Reality.	58
A.5. Configuración en Simulink.	58

Índice de tablas

2.1. Características asociadas al brazo manipulador.	22
2.2. Características del MHCR.	23
3.1. Parámetros del MHCR	38
3.2. Parámetros del manipulador	39
4.1. Características y parámetros del hexa-rotor y el manipulador.	47

Resumen

En este trabajo de tesis se desarrolló el modelo matemático y el control de un vehículo VTOL con un manipulador acoplado.

La habilidad de los vehículos aéreos para manipular su objetivo o cargar objetos podría incrementar considerablemente los tipos de misiones que son capaces de realizar actualmente los sistemas aéreos no tripulados. Para tal objetivo los vehículos de ala fija no son una buena opción pues carecen de la habilidad de reducir su velocidad a cero, mientras que los vehículos de despegue y aterrizaje vertical (VTOL, por sus siglas en inglés) como el mini-helicóptero con cuatro rotores pueden ser ideales para la tarea de manipulación de objetos, además de que presentan una mejor estabilidad ante perturbaciones externas, como podría ser la interacción con el objeto a manipular. Este sistema representa un reto para el control de cualquier vehículo aéreo pues implica agregar de manera indirecta perturbaciones que pueden comprometer la estabilidad de vuelo.

El objetivo principal de este trabajo es extender el actual estado del arte introduciendo manipuladores de múltiples grados de libertad. Este aspecto expande las capacidades de los robots aéreos, dándoles la posibilidad de manipular, reunir objetos, eliminar obstáculos y mucho más.

Se describen también los pasos para obtener la simulación del algoritmo de control obtenido utilizando el software de MATLAB/Simulink. Se presentan las pruebas experimentales realizadas con el uso de una plataforma de vuelo y cámaras especializadas para la captura de movimiento. Se describen y detallan los resultados experimentales que comprueban la efectividad de la ley de control propuesta ante las perturbaciones provenientes del manipulador.

Introducción

El tema de los vehículos no tripulados ha atraído la atención de diferentes áreas de la ingeniería. El interés por esta área de control se centra en la idea de utilizar vehículos capaces de desplazarse de forma autónoma o con una mínima supervisión humana en zonas muy apartadas o de difícil acceso [1]. En años recientes, la investigación se ha enfocado en los UAVs (del inglés Unmanned Aerial Vehicle, «vehículo aéreo no tripulado»), ya que sus capacidades de vuelo presentan una serie de ventajas que no están disponibles en los vehículos terrestres [2–4].

Sistemas aéreos como los de ala fija o los vehículos VTOL (del inglés Vertical Take-Off and Landing, «despegue y aterrizaje vertical») como el mini-helicóptero de cuatro rotores han sido los más utilizados debido a sus capacidades de alcance y maniobrabilidad [1, 3]. Los vehículos VTOL se destacan en cuanto a la habilidad de operar en ambientes cerrados o confinados, además de poseer un vuelo más estable y la capacidad de permanecer suspendidos en el aire [5]. Hoy en día, la utilización de los UAVs de manera comercial ya ha impactado en áreas como la topografía, la termografía, la industria y la energía, debido a que permiten llevar a cabo trabajos que hasta hace poco tiempo sólo era posible realizar con medios tradicionales muy costosos[6].

Los UAVs como los mostrados en la Figura 1 han demostrado ser una excelente herramienta en aplicaciones cuyo escenario requiere del sensado y la observación como en las operaciones de búsqueda y rescate [3]. Además, permiten llevar a cabo inspecciones en lugares peligrosos o inaccesibles gracias a las imágenes que son capaces de tomar desde el aire, permitiendo con pocos recursos obtener gran cantidad de información necesaria para la medición, control y planificación de las zonas de interés o

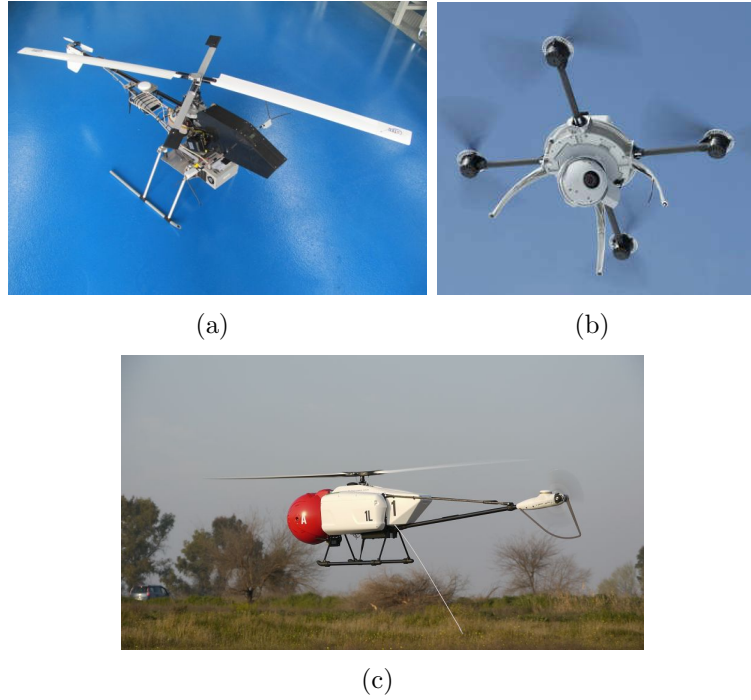


Figura 1: UAVs de ala rotatoria, (a)CB5000, (b)Aibot-x6, (c) SARAH

también para realizar un mantenimiento correctivo, predictivo y preventivo [7].

Un progreso natural de estos sistemas es el avance mas allá del desplazamiento y observación a la interacción con objetos de un entorno, combinando la manipulación de los vehículos terrestres con el alcance y velocidad de los vehículos aéreos. Sin embargo, la inestabilidad, la fragilidad y la pobre capacidad de carga de este tipo de sistemas, además de la posibilidad de estrellarse y causar daños a la carga o al objeto manipulado han alentado el evitar el contacto con el entorno a toda costa, por lo tanto, la mayoría de las investigaciones y las aplicaciones comerciales están limitadas a operaciones de monitoreo y vigilancia donde los objetivos son observar e investigar pero sin manipular, evitando una interacción física con el ambiente [2, 6]. En la Figura 2 se observan algunas de las aplicaciones más populares.

A pesar de que la manipulación aérea es una tarea difícil debido a la dinámica inestable de los vehículos aéreos y al movimiento de los objetos sujetos (acoplados), actualmente se tiene un interés por ampliar las aplicaciones orientadas a los



Figura 2: Aplicaciones de los UAV's.

UAVs donde ya no son meramente usados como vehículos capaces de realizar vuelos autónomos sino más bien como vehículos capaces de tener una interacción física con el ambiente en el que se desenvuelven, es decir, vehículos autónomos con manipuladores acoplados [8]. Algunos trabajos se han enfocado en la posibilidad de manipular objetos usando vehículos terrestres y actualmente el estado del arte de los vehículos aéreos manipuladores está enfocado en manipuladores de pinza simple y transportes de carga colgada [4][9]. Sin embargo, la posibilidad de tener vehículos UAVs con la capacidad de manipular objetos podría transformar las aplicaciones en operaciones a baja altitud. Dichas operaciones podrían incluir inspección de infraestructura y reparación, ensamblado y obtención de objetos fuera del alcance o de difícil acceso para las personas, generando un gran impacto en numerosas áreas de la ingeniería e incluso en diferentes áreas de nuestra vida cotidiana.

Las fuerzas generadas por el actuador y el objeto manipulado sumadas con el movimiento del vehículo aéreo pueden llegar a producir una serie de dinámicas de vuelo muy diferentes [10]. Los vehículos VTOL como el Mini-Helicóptero con Cuatro Rotores o MHCR por sus siglas, como el que se muestra en la Figura 3, pueden ser ideales para la tarea de manipulación de objetos inmóviles, ya que presentan una mejor es-

tabilidad ante perturbaciones externas, además de ser capaces de mantener un vuelo estable y de posicionarse en un punto específico mediante el uso de sistemas como el AHRS (por sus siglas en inglés "Attitude Heading Reference System", Sistema de Referencia de Actitud y Rumbo) y dispositivos GPS (del inglés Global Position System, «sistema de posicionamiento global»)[11], respectivamente y un algoritmo de control adecuado para dicho objetivo.



Figura 3: Mini-helicóptero de cuatro rotores. Plataforma experimental FCE-BUAP 2014.

El principal problema que presentan los trabajos enfocados en desarrollar un manipulador aéreo conformado por un MHCR y un brazo robótico es que algunos no consideran las perturbaciones generadas por el movimiento del brazo, simplemente se espera que el control sea lo suficientemente robusto para mantener la estabilidad del vuelo. Otros trabajos han implementado modelos que representan la dinámica completa del sistema pero presentan singularidades que pueden comprometer el vuelo del vehículo. Desarrollar modelos y controles lineales o del tipo PID han sido otra característica de los trabajos actuales, lo que limita y compromete la funcionalidad del sistema.

Por tal motivo, este trabajo de tesis tiene como objetivo principal desarrollar un modelo matemático y una ley de control de un vehículo VTOL con un robot manipulador acoplado.

Para lograrlo se plantearon los siguientes objetivos específicos: primeramente se ob-

tiene el modelo matemático que representa la dinámica acoplada entre el robot manipulador y el vehículo VTOL. Se diseña de una ley de control de postura y rumbo que rige al sistema VTOL con el manipulador acoplado. Se desarrolla una ley de control para un manipulador de tres grados de libertad (Usando algunas estrategias reportadas en la literatura). Se realiza una simulación completa del sistema y la ley de control utilizando el software de MATLAB/SIMULINK, así como una animación en realidad virtual. Se diseña y construye un brazo manipulador de tres grados de libertad para implementar el sistema acoplado utilizando también un mini-helicóptero con cuatro rotores.

Finalmente y durante una visita a los laboratorios de GIPSA-Lab en Grenoble, Francia, la estrategia de control fue corroborada experimentalmente en la sala de captura de movimiento MOCA.

Este documento está organizado de la siguiente manera: en el capítulo 1 se describe el estado del arte de los vehículos aéreos no tripulados y su relevancia en la investigación y en la industria, dando mayor importancia a los vehículos aéreos de cuatro rotores, los cuales forman parte de los vehículos VTOL. En el capítulo 2 se presenta el modelo matemático del vehículo VTOL y del manipulador. Se muestran las ecuaciones cinemáticas y dinámicas que rigen el comportamiento del sistema completo y se describe el desarrollo en realidad virtual del diseño del manipulador y del vehículo aéreo para su implementación en el software de MATLAB/Simulink. En el capítulo 3 se aborda el diseño del control de orientación. se describe el desarrollo y la metodología empleada para el diseño del control y se muestran las ecuaciones obtenidas. Finalmente, se muestran los resultados obtenidos en simulación. En el capítulo 4 se presentan las pruebas experimentales realizadas en los laboratorios GIPSA-lab en Grenoble, Francia. Se muestra el análisis de los resultados obtenidos y las conclusiones para este trabajo.

Capítulo 1

Panorama general de los vehículos aéreos no tripulados

En este capítulo se presentan los trabajos que ya han sido desarrollados y los que se están llevando a cabo actualmente utilizando los vehículos aéreos no tripulados y su relevancia en la investigación y en la industria. Se hace un enfoque especial en los vehículos aéreos de despegue y aterrizaje vertical y se mencionan algunas de sus características más importantes, sus ventajas con respecto a otro tipo de vehículos aéreos y las aplicaciones en las que se utilizan. También se da una descripción de los mini helicópteros de cuatro rotores y su importancia para el área de la investigación. Finalmente, se presentan trabajos que se han llevado a cabo en los últimos años y que han tenido como objetivo incorporar algún tipo de manipulador a estos vehículos, los avances que se han alcanzado y las limitaciones que aún tienen.

1.1. Vehículos aéreos no tripulados UAV

Los vehículos aéreos no tripulados (UAVs) han tenido un gran éxito en muchos campos de la ingeniería, en aplicaciones tanto de carácter civil como militar. Algunas áreas como la electrónica, la industria aeronáutica y aeroespacial, han sido las más beneficiadas gracias a las ventajas que representan el uso de esta clase de sistemas en comparación con otros [4].

Dos características fundamentales de estos vehículos son su facilidad de manejo y transporte. Algunos ejemplos de las aplicaciones de los UAVs son el monitoreo y vigilancia, misiones de búsqueda y rescate, aplicaciones comerciales como la topografía, tomografía, medio ambiente, seguridad, investigación urbanista y trabajos de forma cooperativa entre varios UAVs [1, 2, 4, 6, 8, 12].

Los UAVs, también llamados "drones", existen en una gran variedad de diseños físicos, clasificándose principalmente en tres categorías: los de ala fija (como el mostrado en la Figura 1.1), los de ala rotatoria y las aeronaves de ala batiente, lo que permite que puedan desenvolverse en una amplia variedad de entornos, desde ambientes abiertos y extensos hasta ambientes confinados y muy reducidos, como cuevas túneles y edificios [7]. En cuanto a la investigación y desarrollo tecnológico, los de mayor interés son los vehículos de ala fija y ala rotatoria también llamados VTOL[13].



Figura 1.1: UAV de ala fija suspendida como helicóptero.

En los últimos años, se ha hecho un avance significativo en la investigación y desarrollo de los UAVs involucrando el contacto y la interacción física con el ambiente, logrando que estos vehículos ahora sean capaces de transportar una carga (ver Figura 1.2) de manera suspendida a cierta distancia del vehículo [14].

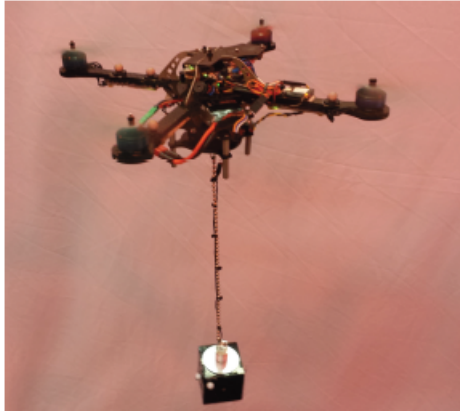


Figura 1.2: Prueba de vuelo con carga suspendida.

Un diseño mejorado de este concepto se puede observar en la Figura 1.3, ya que al incorporar un pequeño actuador tipo garra justo en la parte inferior del vehículo se mejora la estabilidad de vuelo [15].



Figura 1.3: Prueba de manipulador aéreo cargando un tubo.

1.2. Vehículos de despegue y aterrizaje vertical VTOL

Los vehículos VTOL forman parte de los UAVs y consisten en todos aquellos vehículos de ala rotatoria capaces de desplazarse de manera vertical, siendo los he-

licópteros de un solo rotor o varios rotores los más significativos. Esta capacidad de vuelo sumada a la destacada maniobrabilidad y estabilidad que poseen los hacen especialmente atractivos para las plataformas de interacción con objetos [10].

La estructura física que poseen les otorga la característica principal que les da su nombre (ver Figura 1.4). Su diseño permite un despegue y aterrizaje vertical sin la necesidad de utilizar una pista de despegue, además les permite una sustentabilidad de vuelo más controlada y estable.

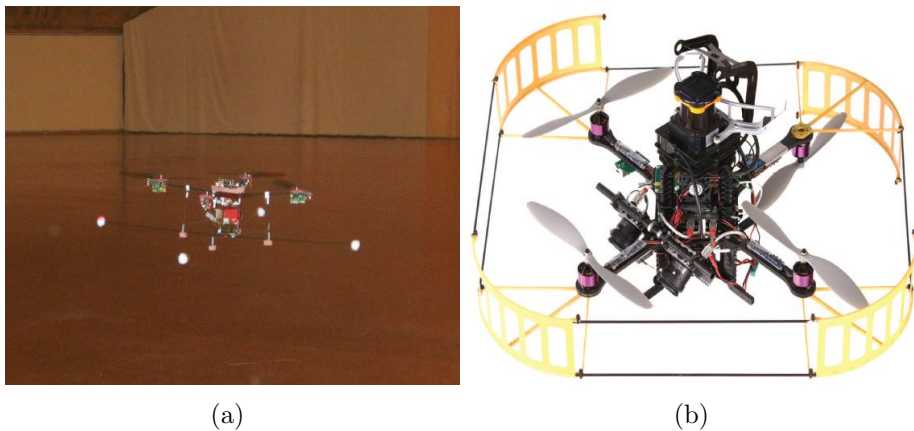


Figura 1.4: Plataformas VTOL experimentales

El interés por esta plataforma de vuelo se ha intensificado considerablemente en los últimos años debido al reciente crecimiento de aplicaciones civiles y militares, en donde es necesario de requerimientos especiales en los sistemas aéreos roboticos. La forma de navegación que ofrecen los vehículos VTOL alienta y favorece todo tipo de proyectos de investigación y desarrollo [4, 5, 16].

1.2.1. Mini-helicóptero de cuatro rotores

El mini-helicóptero de cuatro rotores se ha convertido en el más popular UAV para el área de la investigación. Diversos grupos de investigación han desarrollado modelos del mini-helicóptero de cuatro rotores como UAV de uso general que son

cada vez más populares en los laboratorios de investigación en todo el mundo, como el mostrado en la Figura 1.5 [13].

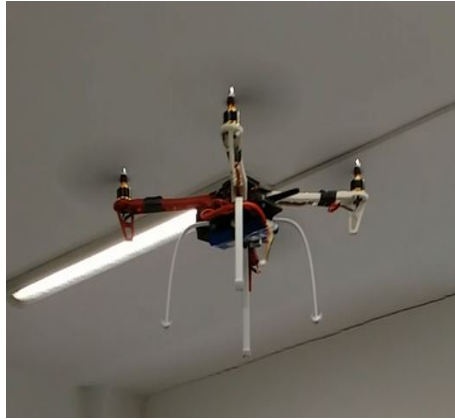


Figura 1.5: Mini-helicóptero de cuatro rotores en vuelo, plataforma BUAP-FCE 2013.

El interés en el mini-helicóptero proviene de su dinámica, que no sólo representa un atractivo problema de control, sino también un atractivo problema de diseño que integra el uso de sensores y actuadores en un sistema ligero de vuelo vertical [16].

Algunas técnicas de control lineal y no lineal han sido aplicadas para obtener la estabilización del sistema pero las propuestas de ley de control han sido desarrolladas en tiempo continuo, lo que provoca un problema al implementarse en una plataforma digital. Trabajos más recientes han dirigido la implementación de la ley de control utilizando la Fórmula General para la Estabilización de sistemas no lineales mediante control asíncrono y un enfoque lineal mediante un control óptimo [11].

Algunos trabajos actuales sobre la navegación del sistema se han desarrollado en ambientes cerrados utilizando sofisticados algoritmos de posición que involucra sensores y cámaras. La inclusión de un actuador ha limitado los trabajos en el exterior debido a los problemas de estabilización de vuelo que presentan las perturbaciones del ambiente, sin embargo algunas investigaciones ya han hecho experimentos en el exterior utilizando sistemas GPS y filtros de Kalman. [3, 13, 17].

1.3. Vehículos VTOL con brazo manipulador acoplado

Los trabajos actuales con los vehículos aéreos tipo VTOL incluyen el acoplamiento de un pequeño actuador tipo pinza, que le permite al vehículo aéreo desplazarse llevando una pequeña carga consigo [3, 5, 9]. También se han realizado varios trabajos que consisten principalmente en el acoplamiento de un pequeño brazo robótico que le permite realizar una amplia variedad de trabajos como toma de muestras de fluidos desconocidos (tal vez tóxicos) o instalación de sensores en áreas de desastres [18], por mencionar algunos.

En el trabajo realizado en [3] se presenta un actuador en forma de pinza que está compuesta por cables, poleas y bandas elásticas utilizadas para proporcionar el accionamiento del mecanismo(ver Figura 1.6). El diseño es unas de las primeras ideas contempladas para un actuador acoplado a un vehículo aéreo, en donde un punto importante es minimizar el peso lo más posible, ya que esto aumenta el tiempo de vida de la batería.

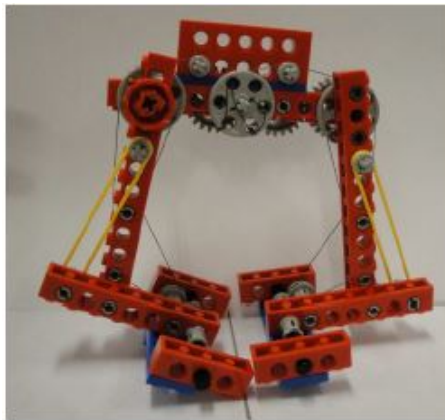


Figura 1.6: Pinza acoplada a un sistema MHCR.

En [9] muestra un modelo de pinza que también se encuentra acoplado a un sistema VTOL, el cual es más sencillo en diseño que el mostrado anteriormente, pero permite sujetar objetos de manera más estable como lo muestra la Figura 1.7.



Figura 1.7: Pinza acoplada a un sistema VTOL sujetando una pieza de madera.

Un concepto de actuador tipo garra inspirado en la naturaleza puede observarse en la Figura 1.8 en donde la garra ha sido acoplada en el extremo final de un mecanismo cuyos movimientos de expansión y contracción se asemeja a la pata de un ave, permitiendo acercar y alejar la garra del cuerpo del vehículo[19].



Figura 1.8: Pinza acoplada a un sistema MHCR.

En las imágenes a y b de la Figura 1.9 se puede observar el actuador mostrador en la imagen anterior, acoplado en la parte inferior de un mini helicóptero de cuatro rotores [20].



Figura 1.9: Vehículo aéreo con pinza acoplada sosteniendo un objeto

Los ejemplos anteriores muestran los trabajos en los que se ha mejorado el control de los sistemas VTOL al agregarles la capacidad de transportar una carga, sin embargo el diseño del manipulador es muy sencillo y no permite realizar otro tipo de operación. Un trabajo más amplio al de los actuadores tipo pinza es por ejemplo, el realizado en [15], en donde se presenta un vehículo VTOL con un brazo robótico acoplado y cuyos diseños pueden verse en la Figura 1.10.

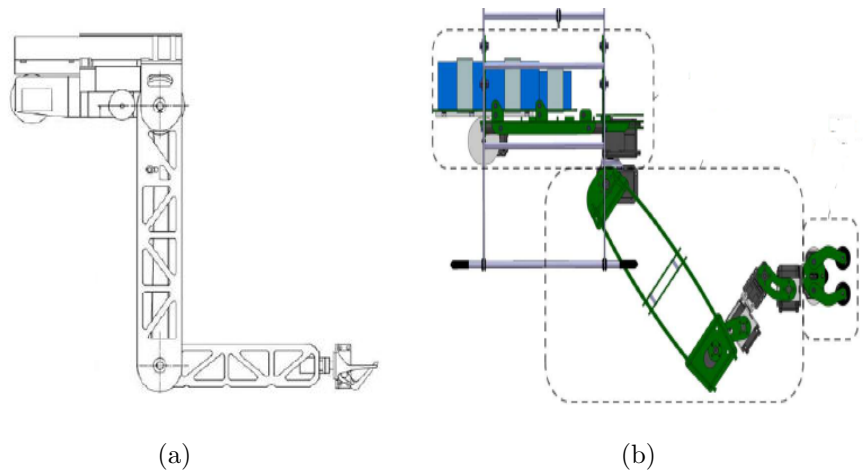


Figura 1.10: Esquema de brazo robótico acoplado a un sistema VTOL.

La incorporación de un manipulador basado en un brazo a uno de estos vehículos representa una mejora significativa pues amplía el número de misiones que son capaces de realizar los vehículos VTOL, sin embargo esto implica agregar un nuevo tipo de perturbaciones que pueden comprometer la estabilidad de vuelo [21, 22]. En la Figura 1.11 se observa la implementación física del brazo manipulador de la Figura 1.10 b en un mini helicóptero de cuatro rotores.



Figura 1.11: Mini helicóptero de cuatro rotores con brazo manipulador acoplado.

También, en la Figura 1.12 se puede observar la implementación de un sistema VTOL con un brazo manipulador acoplado. En este ejemplo el sistema está siendo utilizado para intentar abrir un cajón.

Existen diferentes métodos de modelado en la literatura y existen diferentes formas de expresar de forma matemática tanto al sistema MHCR como al manipulador de forma separada, entre los cuales se encuentra el método por aproximación de Newton-Euler, la fórmula de Euler-Lagrange o el método de cuaterniones, son los que se han utilizado para obtener el modelo matemático del sistema [5, 8, 23, 24] y así diseñar un control que permita mantener la estabilidad de vuelo aún con el actuador y la carga. [3, 5, 10].

Algunos trabajos realizados consideran que la distancia entre el vehículo y la carga debe ser pequeña para simplificar las ecuaciones del modelo matemático del



Figura 1.12: Manipulador aéreo construido con un mini helicóptero de cuatro rotores y un brazo robótico.

sistema [25]. El mini-helicóptero de cuatro rotores se ha convertido en años recientes en uno de los sistemas favoritos para la investigación y el desarrollo de sistemas aéreos con interacción de objetos gracias a su simetría que es relativamente sencilla de diseñar y construir a diferencia de cualquier otro sistema [11, 13].

Una de las principales desventajas de los trabajos actuales es el uso de los ángulos de Euler para describir el modelo del sistema, los cuales presentan singularidades que impiden la modelación en ciertos puntos y dado el caso en que el vehículo pase por ese punto se pierda la estabilidad de vuelo del sistema. Otra desventaja que presentan los trabajos actuales es la consideración y desarrollo de los modelos y controles de manera lineal, limitando la funcionalidad del sistema a un rango de puntos linealizados en los que el control lineal es óptimo. Finalmente, otra desventaja en los trabajos recientes es el uso de los controles tipo PID [5, 9, 13, 16].

La principal aportación de este trabajo de tesis es el diseño de un control que a diferencia de los trabajos descritos anteriormente es no lineal, lo que amplía el rango de funcionalidad del control. Otra aportación es el uso del cuaternión unitario, el cuál no presenta las singularidades que se generan por el uso de los ángulos de Euler en los modelos. Una última aportación de este trabajo es la consideración de los torques generados por el sistema completo que afectan de manera directa la respuesta del control, lo que mejora la respuesta del sistema.

Capítulo 2

Modelado matemático del vehículo VTOL y del manipulador

En este capítulo se aborda el desarrollo del modelado matemático de un MHCR (Mini-Helicóptero de Cuatro Rotores) con un brazo manipulador acoplado en la parte inferior. En primer lugar se presenta una descripción de la estructura física utilizada y los esquemas considerados para la obtención del modelo. Después se describe el desarrollo y la metodología empleada para obtener cada una de las ecuaciones necesarias del modelo matemático. Posteriormente, se muestran las modificaciones que sufren las ecuaciones al incluir un brazo manipulador y se enuncian las ecuaciones obtenidas que describen el comportamiento del sistema completo. También se muestra el desarrollo del diseño virtual basado en la estructura real del MHCR utilizando el software de SolidWorks, así como el diseño propuesto del brazo manipulador que se pretende utilizar para este trabajo de tesis. Al final del capítulo, se describe la implementación del modelo matemático en el Software de MATLAB/SIMULINK y la complementación con el diseño virtual, lo que servirá para realizar las simulaciones llevadas a cabo en el siguiente capítulo.

2.1. Modelado matemático del mini-helicóptero de cuatro rotores

En la actualidad, ya existe una gran cantidad de trabajos realizados en cuanto al modelo matemático que describe el comportamiento de un MHCR, por lo que en este apartado sólo se describirá brevemente cómo están constituidas las ecuaciones que posteriormente se utilizarán para conformar el sistema acoplado.¹ Primeramente, es necesario realizar una descripción de la estructura física del MHCR utilizado para este trabajo.

El MHCR consta de una estructura en forma de cruz, con una hélice acoplada a un motor en cada uno de los extremos de la estructura y en el centro de esta configuración se encuentran todos los elementos electrónicos de control y fuente de energía, como se muestra en la Figura 2.1. A diferencia del helicóptero clásico, este modelo no tiene plato cíclico y se controla variando la velocidad angular de cada uno de sus cuatro motores [12].



Figura 2.1: Prototipo de helicóptero con cuatro rotores de FCE BUAP.

Los cuatro rotores están constituidos por las hélices acopladas a los motores de corriente continua (ó motores tipo “brushless”). Los motores 1 y 2 giran en el sentido

¹La descripción completa del modelo matemático se puede ver en [12], Capítulo 2.

de las manecillas del reloj, mientras los motores 3 y 4 lo hacen en el sentido contrario a las manecillas del reloj, como se muestra en la Figura 2.2, esto con el fin de anular el efecto giroscópico que causaría que todo el cuerpo del helicóptero girara alrededor del eje e_3^f .

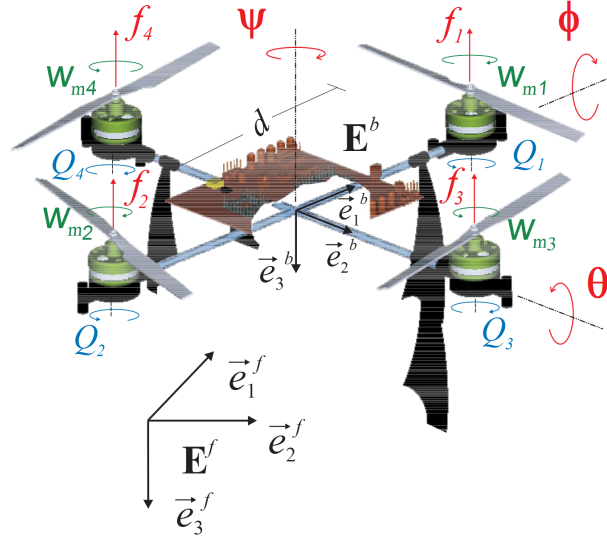


Figura 2.2: Esquema de la configuración del MHCR: Marco de referencia inercial $E^f(e_1^f, e_2^f, e_3^f)$, marco de referencia fijo $E^b(e_1^b, e_2^b, e_3^b)$, fuerzas f_i de cada motor, velocidad angular de los motores w_{m_i} , torques de reacción Q_i .

Cada rotor produce una fuerza f_i y un torque reactivo Q_i proporcionales a la velocidad de rotación del motor w_{m_i} con $i = 1, 2, 3, 4$, como también se muestra en la Figura 2.2. Así, el voltaje ó señal PWM (Pulse-Width Modulation) aplicado a cada uno de los motores representa una entrada de control.

Los movimientos posibles de la aeronave, tanto los de orientación como los de translación, están relacionados con sus grados de libertad y se describen de la siguiente manera:

1. Movimiento de alabeo ϕ (*roll*), es producido por la diferencia $f_3 - f_4$, para conseguir esto se incrementa (reduce) la velocidad del motor derecho m_3 mientras se reduce (incrementa) la velocidad del motor izquierdo m_4 .

2. Movimiento de cabeceo θ (*pitch*), es producido por la diferencia de $f_1 - f_2$, de la misma manera que en el caso anterior esto se logra incrementando (reduciendo) la velocidad del motor delantero m_1 mientras se reduce (incrementa) la velocidad del motor trasero m_2 .
3. Movimiento de guiñada ψ (*yaw*), es la combinación de los torques de reacción de cada rotor $Q_1 + Q_2 - Q_3 - Q_4$, se obtiene incrementando (reduciendo) el par en el motor frontal y trasero (Q_1, Q_2) mientras se reduce (incrementa) el par en los motores laterales (Q_3, Q_4). Estos movimientos se deben realizar manteniendo la fuerza principal, T , constante.
4. Movimiento de desplazamiento en el eje e_1^f , para avanzar (retroceder) se debe incrementar (reducir) la velocidad del motor trasero m_2 y reducir (incrementar) la velocidad del motor frontal m_1 .
5. Movimiento de desplazamiento en el eje e_2^f , para ir a la derecha (izquierda) se debe incrementar (reducir) la velocidad del motor izquierdo m_4 y reducir (incrementar) la velocidad del motor derecho m_3 .
6. Movimiento de desplazamiento en el eje e_3^f , para ir hacia arriba (abajo) se debe incrementar (reducir) el par de los cuatro rotores de sustentación m_i . Estos últimos tres movimientos se consideran desde el marco de referencia inercial.

Se puede observar, de los movimientos de la aeronave descritos anteriormente, que existe una relación muy estrecha entre los movimientos de orientación y traslación, muestra de esto es el movimiento de cabeceo θ con el movimiento de desplazamiento en el eje e_1^f , ambos se logran a partir de la acción combinada de los motores delantero m_1 y trasero m_2 , lo mismo se puede decir del movimiento de alabeo ϕ con el movimiento de desplazamiento sobre el eje e_2^f .

Usando una formulación de Newton-Euler, las ecuaciones que describen el movimiento son:

$$\begin{pmatrix} \dot{\vec{p}} \\ \dot{\vec{v}} \\ \dot{q} \\ \dot{\vec{\omega}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \vec{v} \\ \vec{g} - \frac{1}{m} C^T \vec{F} \\ \frac{1}{2} \Xi(q) \vec{\omega} \\ J^1(-\vec{\omega} \times J \vec{\omega} + \Gamma_{1,2,3}) \end{pmatrix} \quad (2.1)$$

donde $\vec{p}$ y $\vec{v}$ son la posición y la velocidad del centro de masa con respecto a un sistema de referencia inercial. $\vec{\omega}$ es la velocidad angular, q representa un cuaternion y C es la matriz de rotación que permite pasar entre un sistema de referencia inercial y el sistema fijo en el vehículo. $\vec{F} = [0, 0, F_3]^T$ y Γ_i son la fuerza y los torques aplicados en el vehículo. $\vec{g}$ representa el vector de gravedad y su dirección es hacia abajo.

La fuerza de sustentación que permite realizar los vuelos estacionarios es la fuerza resultante de la suma de fuerzas producidas por cada rotor, denotada de la siguiente forma:

$$T = \sum_{i=1}^4 f_i. \quad (2.2)$$

2.1.1. Ecuaciones de movimiento del sistema rotacional utilizando el cuaternión unitario

Denotando con $\vec{\omega} = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T$ al vector de velocidad angular del marco de referencia en el cuerpo E^b relativo al marco inercial E^f , la ecuación cinemática está dada por:

$$\begin{pmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{\vec{q}} \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \begin{pmatrix} -\vec{q}^T \\ I_3 q_0 + [\vec{q}^\times] \end{pmatrix} \vec{\omega} = \frac{1}{2} \Xi(q) \vec{\omega} \quad (2.3)$$

donde $q \in \mathbb{R}^3$ y $q_0 \in \mathbb{R}$ son conocidos como el vector y la parte escalar de un cuaternion respectivamente, I_3 es una matriz identidad de 3×3 y $[\vec{q}^\times]$ es el tensor antisimétrico.

Por sus características la dinámica de orientación del vehículo es en realidad la de un cuerpo rígido, y es descrita por:

$$J \dot{\omega} = -\omega \times J \omega + \Gamma \quad (2.4)$$

donde $J \in \mathbb{R}^3$ es la matriz de inercia la cual sabemos es simétrica y definida

positiva, expresada en el marco de referencia fijo E^b , y $\Gamma \in \mathbb{R}^3$ es el vector de torques de control. Se debe tener en cuenta que estos torques también dependen de los torques de perturbación ambiental (aerodinámicos, gradiente gravitacional, etc.) como se verá mas adelante.

2.1.2. Ecuaciones de movimiento

Debido a que el motor gira a altas velocidades, la fuerza f_i producida por el rotor i está relacionada con la velocidad angular del motor en la forma:

$$f_i = b\omega_{m_i}^2, \quad (2.5)$$

donde b es una constante aerodinámica que en general es determinada de forma experimental.

En consecuencia, de la Ecuación (2.2) la expresión para la fuerza de sustentación está dada por:

$$T = b \sum_{i=1}^4 \omega_{m_i}^2, \quad (2.6)$$

Por otro lado, también se tiene una relación entre el torque reactivo del motor y su velocidad angular. Por aproximación de la misma forma que se realizó con la fuerza, la ecuación se escribe como:

$$Q_i = k\omega_{m_i}^2, \quad (2.7)$$

donde $k > 0$ es una constante que en la realidad depende, entre otros factores, de la densidad del aire, del radio y de la forma de la hélice y que también es determinada de forma experimental.

Al final los tres torques que constituyen el vector de control para la rotación del MHCR son expresados en el marco de referencia fijo E^b como:

$$\begin{aligned}
\Gamma^\phi &= d(f_3 - f_4) = db(\omega_3^2 - \omega_4^2) \\
\Gamma^\theta &= d(f_1 - f_2) = db(\omega_1^2 - \omega_2^2) \\
\Gamma^\psi &= -Q_1 + Q_3 - Q_2 + Q_4 = k(-\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2)
\end{aligned} \tag{2.8}$$

donde d representa la distancia de uno de los rotores a el centro de masa del MHCR. La ecuación anterior representa la forma clásica en la que se busca la relación de la velocidad angular ω_{mi} con $i = 1 : 4$ con las fuerzas o torques que actúan en el sistema.

2.2. Modelo matemático del VTOL + manipulador

A continuación se describe el desarrollo del modelo matemático de un vehículo VTOL (en este caso un MHCR) cuando lleva consigo un manipulador acoplado y los torques y fuerzas generados por el nuevo sistema.

2.2.1. Modelo matemático del VTOL con brazo manipulador acoplado

En el modelo matemático del MHCR se considera que la distribución de la masa es simétrica. Sin embargo, la distribución de la masa del MHCR con un manipulador acoplado ya no es simétrica y además varía con el movimiento del brazo, por lo tanto, existe un desplazamiento del centro de masa del sistema que en general estará fuera del eje z del cuerpo del vehículo. Considerando un MHCR con un brazo manipulador de n eslabones unido en la parte inferior, si se omite la dinámica del brazo entonces, la cinemática y dinámica de actitud esta dada por

$$\begin{pmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_v \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \Xi(q) \vec{w} \tag{2.9}$$

$$J \dot{\vec{w}} = -\vec{w}^\times J \vec{w} + \Gamma_T \tag{2.10}$$

Donde $J \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ es la matriz constante de inercia simétrica definida positiva del cuerpo rígido expresado en el marco de referencia fijo E^b y $\Gamma_T \in \mathbb{R}^3$ es el vector de torques aplicados. Γ_T depende de los pares generados por los actuadores (pares de control), pares aerodinámicos como el par giroscópico, gradiente gravitacional, o como en este caso, el par generado por el movimiento del brazo manipulador ubicado en la parte inferior del MHCR. En el presente trabajo se considera solo el par de control, el par giroscópico y el par generado por el manipulador en el diseño de control. En consecuencia,

$$\Gamma_T = \Gamma + \Gamma_{arm} + \Gamma_G \quad (2.11)$$

Donde Γ y Γ_G serán descritas en la siguiente sección. Por otro lado, el vector Γ_{arm} es el torque generado por la fuerza de propulsión total que es aplicada al centro geométrico del MHCR que se desplaza desde el centro de masa. Este torque puede ser estimado por

$$\Gamma_{arm} = m_q g \zeta_c \times \mathcal{R}(q) e_3 \quad (2.12)$$

Donde m_q es la masa del MHCR, g es la aceleración dada por la gravedad, $\zeta_c = (\zeta_{cx} \ \zeta_{cy} \ \zeta_{cz})^T \in \mathbb{R}^3$ es la posición del centro de masa del MHCR con respecto al punto central, $\mathcal{R}(q)$ es la matriz de rotación y $e_3 = (0 \ 0 \ 1)^T$. El centro de masa puede ser estimado por:

$$\zeta_c = \frac{1}{m_T} \left[\sum_{i=1}^n m_i \lambda_i + m_l \lambda_l \right] \quad (2.13)$$

Donde $m_T = m_q + \sum_{i=1}^n m_i + m_l$ es la masa total del sistema, el MHCR, el manipulador y la carga; m_q que fue definida antes, m_i es la masa de cada eslabón del manipulador y m_l es la masa de la carga. Finalmente, λ_i y λ_l son los vectores de posición de cada eslabón del manipulador y la carga, respectivamente, ambos con respecto al cuerpo de referencia dado por el MHCR. Al considerar el esquema de la Figura 2.3 que muestra un brazo manipulador antropomorfo. Se observa que cuenta con tres grados de libertad por tanto, el correspondiente λ_i , donde $i = \{1, 2, 3\}$,

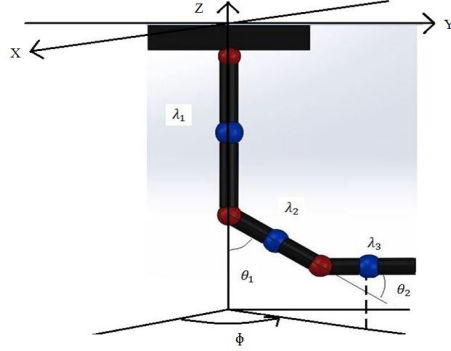


Figura 2.3: Brazo manipulador con tres grados de libertad.

está dado por:

$$\begin{aligned}
 \lambda_1 &= [0 \quad 0 \quad 0]^T \\
 \lambda_2 &= [l_{c1} \sin \theta_1 \cos \phi \quad l_{c1} \sin \theta_1 \sin \phi \quad -l_{c1} \cos \theta_1]^T \\
 \lambda_3 &= [(l_1 + l_{c2}) \sin(\theta_1 + \theta_2) \cos \phi \\
 &\quad (l_1 + l_{c2}) \sin(\theta_1 + \theta_2) \sin \phi \quad (-l_1 - l_{c2}) \cos(\theta_1 + \theta_2)]^T \\
 \lambda_l &= [(l_1 + l_2) \sin(\theta_1 + \theta_2) \cos \phi \\
 &\quad (l_1 + l_2) \sin(\theta_1 + \theta_2) \sin \phi \quad (-l_1 - l_2) \cos(\theta_1 + \theta_2)]^T
 \end{aligned} \tag{2.14}$$

Donde l_{c1} y l_{c2} son las respectivas distancias de los ejes de articulación al centro de masa de cada eslabón, l_1 y l_2 son las longitudes totales de cada eslabón, y θ_i y ϕ miden el desplazamiento angular desde los ejes z y x , respectivamente.

En forma general, el enfoque utilizado para obtener la dinámica del brazo manipulador acoplado al MHCR se basa en las ecuaciones de movimiento de Lagrange.

2.2.2. Generación de torques y fuerzas del MHCR

El MHCR utilizado para este estudio cuenta con cuatro rotores de paso fijos en los cuatro extremos de la estructura de cruz simple. El modelo de los rotores es considerado como un simple motor DC que puede alcanzar valores de velocidad altos (más de 200 rad/s). La entrada colectiva (o entrada de acelerador) es la suma de los empujes de los rotores f_1, f_2, f_3, f_4 . Por lo tanto, el par reactivo Q_j generado en el

aire libre por el rotor j debido a la fricción del motor y el empuje total T producido por los cuatro rotores puede ser respectivamente, aproximado por [26].

$$Q_j = ks_j^2 \quad (2.15)$$

$$T = \sum_{j=1}^4 f_j = b \sum_{j=1}^4 s_j^2 \quad (2.16)$$

Donde s_j representa la velocidad rotacional del rotor j . $k > 0$ y $b > 0$ son dos parámetros dependientes de la densidad del aire, el radio, la forma, el ángulo de paso de la paleta y otros factores [27]. El vector de par giroscópico Γ_G está dado por:

$$\Gamma_G = \sum_{j=1}^4 J_r(\vec{w} \times \vec{z}_b)(-1)^{j+1} s_j \quad (2.17)$$

Donde J_r es la inercia del llamado rotor (conformado por el rotor del motor en sí mismo y los engranes). Los componentes del torque de control $\Gamma \in \mathbb{R}^3$ generados por los rotores están dados por $\Gamma = [\Gamma_1 \ \Gamma_2 \ \Gamma_3]^T$, con:

$$\Gamma_1 = d(f_2 - f_4) = db(s_2^2 - s_4^2) \quad (2.18)$$

$$\Gamma_2 = d(f_1 - f_3) = db(s_1^2 - s_3^2) \quad (2.19)$$

$$\Gamma_3 = Q_1 + Q_2 + Q_3 + Q_4 = k(s_1^2 s_2^2 s_3^2 s_4^2) \quad (2.20)$$

Donde d representa la distancia desde el rotor hasta el centro de masa del MHCR. combinando la ecuación (2.16) con (2.18)-(2.20), los torques y fuerza aplicados al vehículo son escritos en forma vectorial como:

$$\begin{bmatrix} \Gamma \\ T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & db & 0 & -db \\ db & 0 & -db & 0 \\ k & -k & k & -k \\ b & b & b & b \end{bmatrix} \begin{bmatrix} s_1^2 \\ s_2^2 \\ s_3^2 \\ s_4^2 \end{bmatrix} = N \bar{s}_r \quad (2.21)$$

con $\bar{s}_r = [s_1^2 \ s_2^2 \ s_3^2 \ s_4^2]^T$ la velocidad de rotor de los cuatro motores.

2.3. Desarrollo de simulación en realidad virtual

A continuación se presenta, en la Figura 2.4, el diseño propuesto para el manipulador de tres grados de libertad, que posteriormente se anexara al vehículo MHCR para obtener el sistema completo. El diseño fue realizado utilizando la plataforma de Solidworks.

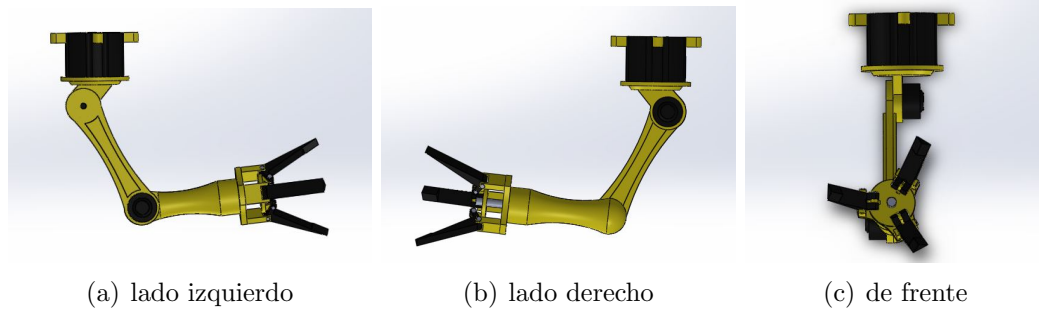


Figura 2.4: Diseño de brazo manipulador.

El brazo manipulador se divide en 4 partes importantes, la base donde se encuentran los motores M_1 y M_2 , el eslabón B_1 donde se encuentra el motor M_3 en el extremo superior, el eslabón B_2 donde se encuentra el motor M_4 también en el extremo superior y por último la garra. Cada motor M_i gira con respecto al eje E_i como se aprecia en la Figura 2.5.

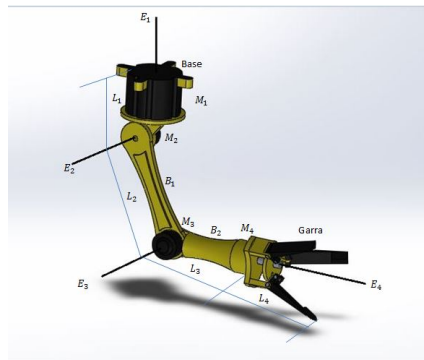


Figura 2.5: Marco de referencia del brazo manipulador.

Acoplando el diseño del brazo manipulador con el diseño del vehículo MHCR se obtiene el sistema mostrado en la Figura 2.6. Las características más relevantes del diseño se presentan en la Tabla 2.1.



Figura 2.6: MHCR con un brazo manipulador acoplado.

Tabla 2.1: Características asociadas al brazo manipulador.

Símbolo	Descripción	Valor
M_1	Motor a pasos acoplado en la base	
M_2	Servo motor acoplado en el extremo de la base	
M_3	Servo motor acoplado en B_1	
M_4	Motor a pasos acoplado en el extremo final de B_2	
L_1	Longitud de la base completa	7.5 cm
L_2	Longitud de B_1	12 cm
L_3	Longitud de B_2	10 cm
L_4	Longitud de la garra	8 cm

2.3.1. Dibujo a detalle en SolidWorks©basado en la plataforma real

Para realizar el dibujo del sistema físico en SolidWorks es necesario tener los valores detallados de cada pieza que se desee dibujar, mientras mayor sea el detalle de las piezas y mientras más piezas sean las que se diseñen a partir de la plataforma real, mayor será la similitud del diseño virtual con respecto al sistema real.

En la Figura 2.7 se observa el MHCR físico que se pretende diseñar de manera virtual, h_v es la altura del sistema, l_e es la distancia entre rotores y l_h es el largo de las helices. en la Tabla 2.2 se muestran algunas características relevantes del sistema físico.

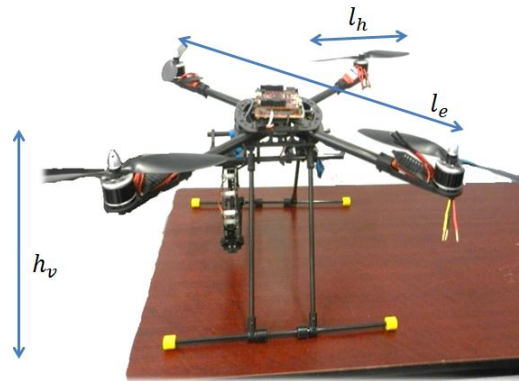


Figura 2.7: MHCR físico.

Tabla 2.2: Características del MHCR.

Descripción	Valor
Distancia entre rotores l_e	55 cm
Longitud de hélice l_h	25.4 cm
Altura h_v	30.5 cm
Peso	1.49 kg
Capacidad de carga	200-500 gramos

Una vez que se tienen todas las medidas necesarias, es posible pasar al programa de SolidWorks, para diseñar cada pieza por separado. Utilizando los comandos disponibles en el programa es posible diseñar cada pieza sin importar qué tan compleja sea (ver Figura 2.8).

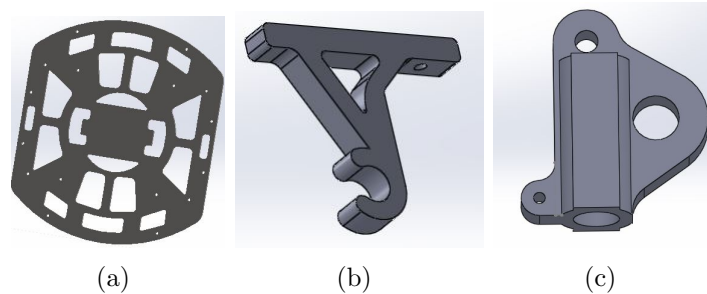


Figura 2.8: Piezas del MHCR diseñadas en SolidWorks.

A continuación se enlistan de manera breve los pasos necesarios para el diseño de cada pieza:²

1. Iniciar en el plano con una figura geométrica sencilla que mejor represente una de las caras de la pieza. Si la figura es en su mayoría cilíndrica, iniciar el dibujo con un círculo y extruirlo.
2. Agregar más figuras geométricas que detallen la cara de la pieza.
3. Extruir la cara de la pieza dibujada y repetir el proceso para la otra cara. La mayoría de las piezas son simétricas y es suficiente con dibujar una o dos caras de la pieza, sin embargo, si la pieza tiene diferentes formas en cada cara, es necesario repetir los pasos 1 y 2 para cada cara.
4. Realizar operaciones de corte en el objeto tridimensional obtenido para quitar las partes sobrantes y hacer los huecos necesarios si la pieza los requiere.
5. Agregar detalles finales como redondeo de esquinas para terminar la pieza.

²Una descripción más detallada de este tema se encuentra en el apéndice A

Una vez obtenidas todas las piezas necesarias para el diseño virtual del sistema, el siguiente paso es realizar la unión de todas las piezas en un ensamble (ver Figura 2.9). Es importante realizar el ensamble de una manera específica ya que una vez obtenido el diseño completo del MHCR, se utilizará para realizar una simulación virtual que represente el movimiento real del vehículo físico.

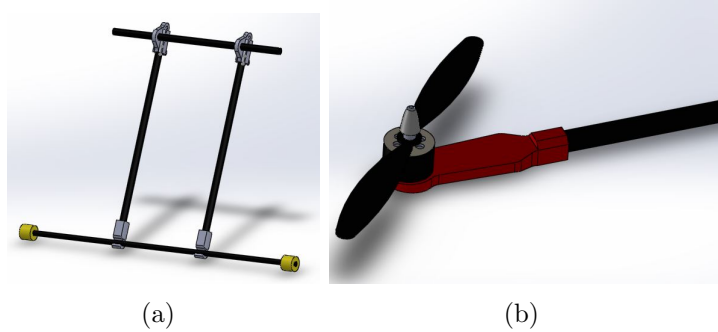


Figura 2.9: (a)ensamble de la pata del MHCR, (b) ensamble del brazo del MHCR.

Para obtener el ensamble final que servirá para obtener la simulación virtual del sistema completo es necesario realizar los siguientes pasos:

1. Iniciar el ensamblaje con la pieza que represente el centro de masa del sistema, el movimiento rotacional y traslacional de esta pieza representará el movimiento de todo el sistema.
2. Agregar al ensamblaje las demás piezas de manera jerárquica, es decir, las piezas que están formadas a su vez de otras piezas, como por ejemplo las patas del vehículo.
3. Realizar el acoplamiento de las piezas de tal manera que permita emular el movimiento rotacional y traslacional de cada pieza del sistema real, como por ejemplo las hélices de los rotores que se mueven de manera rotacional.
4. Para mecanismos con múltiples grados de libertad como el brazo manipulador es necesario realizar el ensamble de la siguiente manera: el eslabón final debe ser pieza del eslabón previo, este eslabón debe ser pieza a su vez del siguiente eslabón previo, así hasta el eslabón inicial o base.

Al proceso de que un ensamble sea pieza de otro ensamble se le conoce como jerarquía y es de vital importancia al momento de querer simular el movimiento de un mecanismo como el brazo manipulador.

Una vez realizados los pasos descritos se puede obtener un diseño virtual como lo muestra la Figura 2.10.

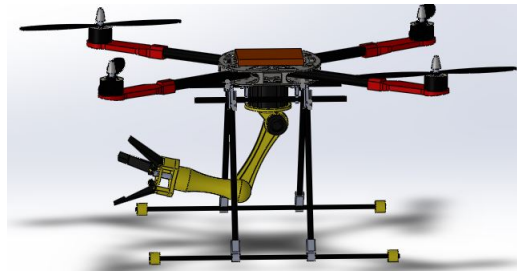


Figura 2.10: Ensamblaje final.

2.3.2. Implementación en Matlab/Simulink

La plataforma de Matlab/Simulink es una herramienta útil para realizar simulaciones que permiten observar el comportamiento de modelos matemáticos y controladores, además es posible utilizar otras herramientas como Virtual Reality para observar de una manera más visual dichos comportamientos.

Virtual Reality permite diseñar mecanismos para observar comportamientos físicos de manera virtual. Aunque es una herramienta primitiva que no permite diseñar mecanismos complejos, si es posible importar archivos de otras plataformas como SolidWorks y CATIA. En la Figura 2.11 se observa el diseño realizado en SolidWorks importado al programa de Virtual Reality, el uso de las jerarquías al momento de realizar el ensamble, el cual se puede observar en la parte izquierda de la figura permitirá realizar la simulación de los movimientos de manera óptima.

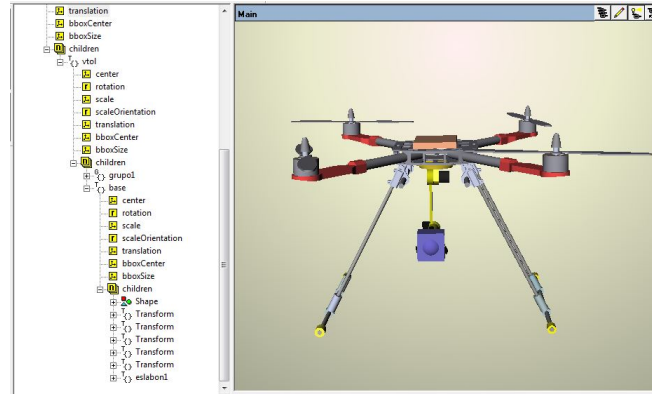


Figura 2.11: Diseño del sistema VTOL en Virtual Reality.

Ya con el diseño del sistema en Virtual Reality es posible llamarlo desde Matlab/Simulink para poder incorporarlo al modelo matemático que se tenga y así poder realizar la simulación. El bloque necesario para la implementación se llama "VR Sink", y permite configurar todas las entradas necesarias para generar los movimientos deseados. En la Figura 2.12 se observa el bloque configurado para permitir los movimientos del MHCR con el brazo manipulador acoplado.

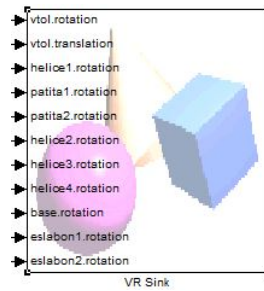


Figura 2.12: Bloque VR Sink de Simulink.

Para poder conectar las señales del modelo matemático al modelo virtual y observar el comportamiento del sistema, es necesario procesarlas antes de poder pasarlas a Virtual Reality y así observar el movimiento correcto. En la Figura 2.13 se observan cuatro bloques llamados ORIENTACIÓN, TRASLACIÓN, HELICES y BRAZO, estos bloques procesan las señales del modelo y las convierten en señales que Virtual Reality puede interpretar para generar el movimiento correspondiente.

El resto de los bloques son descritos en el siguiente capítulo.

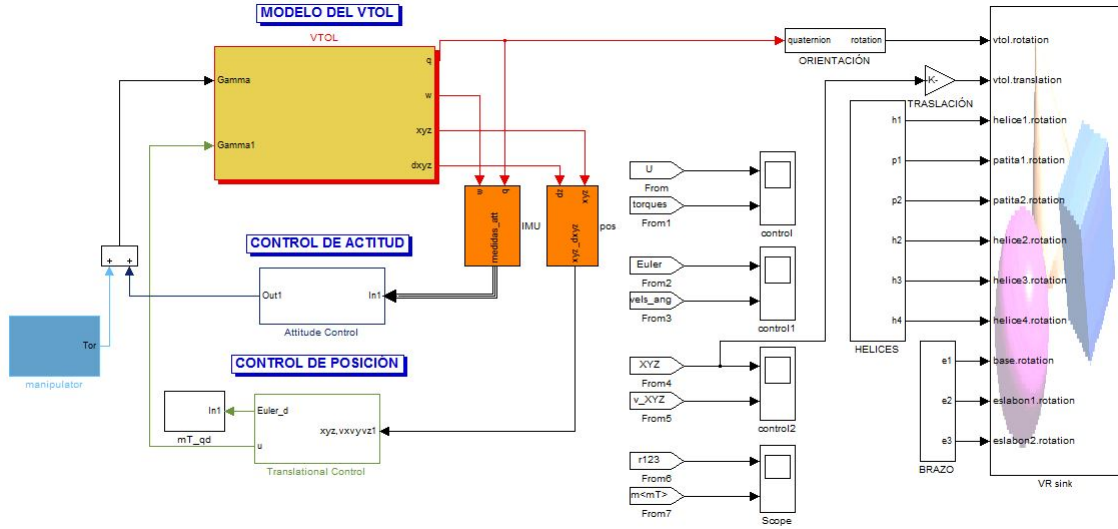


Figura 2.13: Diagrama a bloques del MHCR en Simulink.

Capítulo 3

Diseño del control de orientación

En este capítulo se aborda el diseño del control de orientación del MHCR con un manipulador de tres grados de libertad acoplado en la parte inferior de la estructura. En primer lugar se enuncia el problema que representa el estimar el peso de la carga y se describe la estrategia utilizada para solucionar dicho problema. Después se describe el desarrollo y la metodología empleada para el diseño del control y se muestran las ecuaciones obtenidas. Posteriormente se describe la incorporación del control al modelo desarrollado en Matlab/Simulink y el método que se utilizó para llevar a cabo las pruebas en simulación. Finalmente se muestra el análisis realizado y las conclusiones a las que se llegaron a partir de los resultados obtenidos.

3.1. Planteamiento del problema

El objetivo es diseñar una ley de control que permita al sistema VTOL la estabilización de actitud ante los torques y momentos ejercidos por el movimiento de un brazo manipulador acoplado en la parte inferior.

Sea q_d la constante de estabilización de orientación del vehículo, entonces el objetivo de control es descrito por las siguientes condiciones asintóticas:

$$q \rightarrow q_d, \quad w \rightarrow 0 \text{ mientras } t \rightarrow \infty \quad (3.1)$$

El error de cuaternión que representa el error de actitud entre la orientación actual y la deseada está dada por:

$$q_e := q_d^{-1} \otimes q = (q_{e0} \ q_{ev}^T)^T \quad (3.2)$$

En donde q_d^{-1} es la rotación complementaria del cuaternión q que está dado por $q^{-1} := (q_0 \ -q_v^T)^T$ y $\otimes$ denota la multiplicación del cuaternión.

Para llevar al sistema a la estabilización de actitud, $q_d = [\pm 1 \ 0 \ 0 \ 0]^T$ (marco de coordenadas inerciales), el error de cuaternión debe coincidir con el cuaternión de actitud actual, esto es, $q_e = q$. El objetivo de control es entonces:

$$q \rightarrow [\pm 1 \ 0 \ 0 \ 0]^T, \ w \rightarrow 0 \text{ mientras } t \rightarrow \infty \quad (3.3)$$

Además, dado que la saturación del actuador reduce los beneficios de la retroalimentación. Cuando el controlador emite continuamente señales de control no factibles que saturan los actuadores, puede llevar al sistema a la inestabilidad. Entonces, además de la estabilidad asintótica, la ley de control debe tomar en consideración las limitaciones físicas del sistema de control, a fin de aplicar solo señales de control factibles a los actuadores.

3.2. Diseño del control

En esta sección, se propone una ley de control que estabiliza el sistema descrito por (2.9) y (2.10). El objetivo es diseñar un control de torques que esté acotado. Dada una constante positiva M , la función no decreciente continua $\sigma_M : \mathbb{R} \rightarrow \mathbb{R}$ está definida por:

$$\begin{aligned} (1) & \sigma_M = s \text{ si } |s| < M; \\ (2) & \sigma_M = \text{sign}(s)M \text{ en otros lugares;} \end{aligned} \quad (3.4)$$

Nótese que los componentes de Γ_{arm_i} están siempre acotados, *i.e.* $|\Gamma_{arm_i}| < \delta_i$. Entonces, se tiene el siguiente resultado:

Teorema 3.2.1 *Considere un cuerpo rígido rotacional dinámico descrito por (2.9) y (2.10) con las siguientes entradas de control acotadas $\Gamma = (\Gamma_1 \ \Gamma_2 \ \Gamma_3)^T$ de tal forma que*

$$\Gamma_i = -\sigma_{M_{i2}} (\Gamma_{arm_i} + \sigma_{M_{i1}} (\lambda_i [w_i + \rho_i q_i])) \quad (3.5)$$

con $i \in \{1, 2, 3\}$ y donde $\sigma_{M_{i1}}$ y $\sigma_{M_{i2}}$ son funciones de saturación. Asumiendo $\delta_i < M_{i2} - M_{i1}$ y $M_{1i} \geq 3\lambda_i \rho_i$. λ_i y ρ_i son parámetros positivos. Entonces las entradas (3.23) estabilizan asintóticamente el cuerpo rígido al origen $(1 \ 0^T \ 0^T)^T$ (i.e. $q_0 = 1, q_v = 0$ and $w = 0$) con un dominio de atracción igual a $\mathbb{S}^3 \times \mathbb{R}^3 \setminus (-1 \ 0^T \ 0^T)^T$.

Demostración 3.2.2 Considere la función candidata de Lyapunov V , que está definida positiva.

$$\begin{aligned} V &= \frac{1}{2} \vec{w}^T J \vec{w} + \kappa((1 - q_0)^2 + \vec{q}^T \vec{q}) \\ &= \frac{1}{2} \vec{w}^T J \vec{w} + 2\kappa(1 - q_0) \end{aligned} \quad (3.6)$$

donde J se define como antes, y $\kappa > 0$ debe ser determinada. La derivada de (3.6) después de usar (2.9) y (2.10) esta dado por

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \vec{w}^T J \dot{\vec{w}} - 2\kappa \dot{q}_0 \\ &= \vec{w}^T (-\vec{w}^\times J \vec{w} + \Gamma + \Gamma_{arm} + \Gamma_G) + \kappa \vec{q}^T \vec{w} \\ &= \underbrace{w_1(\Gamma_1 + \Gamma_{arm_1}) + \kappa q_1 w_1}_{\dot{V}_1} \\ &\quad + \underbrace{w_2(\Gamma_2 + \Gamma_{arm_2}) + \kappa q_2 w_2}_{\dot{V}_2} \\ &\quad + \underbrace{w_3(\Gamma_3 + \Gamma_{arm_3}) + \kappa q_3 w_3}_{\dot{V}_3} \end{aligned} \quad (3.7)$$

$\dot{V}$ es la suma de los tres términos $(\dot{V}_1, \dot{V}_2, \dot{V}_3)$. Primero se analiza $\dot{V}_1$. De Γ_1 en (3.23) y de la ecuación (3.7), se obtiene

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= w_1(-\sigma_{M_{12}}(\Gamma_{arm_1} + \sigma_{M_{11}}(\lambda_1[w_1 + \rho_1 q_1])) + \Gamma_{arm_1}) \\ &\quad + \kappa q_1 w_1 \end{aligned} \quad (3.8)$$

Si se escoge $\delta_1 < M_{12} - M_{11}$, $\sigma_{M_{12}}$ se garantiza que está siempre operando en la region lineal entonces el $\dot{V}_1$ se convierte en

$$\dot{V}_1 = -w_1 \sigma_{M_{11}}(\lambda_1[w_1 + \rho_1 q_1]) + \kappa q_1 w_1 \quad (3.9)$$

Asumiendo que $|w_1| > 2\rho_1$, que es $w_1 \in]2\rho_1, +\infty[$. Desde $|q_1| \leq 1$, se sigue que $|w_1 + \rho_1 q_1| \geq \rho_1 + \epsilon$ para cualquier $\epsilon > 0$ suficientemente pequeño. Por lo tanto, $w_1 + \rho_1 q_1$ tiene el mismo signo que w_1 . De la ecuación (3.9) y la condición de la norma del cuaternion, $\dot{V}_1$ toma la siguiente forma:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= -w_1 \sigma_{M_{11}}(\lambda_1[w_1 + \rho_1 q_1]) + \kappa w_1 q_1 \\ &\leq -|w_1| \sigma_{M_{11}}(\lambda_1(\rho_1 + \epsilon)) + \kappa |w_1| \end{aligned} \quad (3.10)$$

Tomando

$$\kappa < \min(M_{11}, \lambda_1 \rho_1 + \epsilon) \quad (3.11)$$

se puede asegurar la disminución de V_1 , i.e. $\dot{V}_1 < 0$. Consecuentemente, w_1 entra en $\Phi_1 = \{w_1 : |w_1| \leq 2\rho_1\}$ en tiempo finito t_1 y a partir de entonces permanece ahí. En este caso, $(w_1 + \rho_1 q_1) \in [-3\rho_1, 3\rho_1]$.

Sea M_{11} se verifica la siguiente desigualdad $M_{11} \geq 3\lambda_1 \rho_1$, ecuación (3.11) entonces se convierte en:

$$\kappa < \lambda_1 \rho_1 + \epsilon \quad (3.12)$$

Para $t_2 > t_1$, el argumento de $\sigma_{M_{11}}$ es acotado como sigue:

$$|\lambda_1(w_1 + \rho_1 q_1)| \leq 3\lambda_1 \rho_1 \leq M_{11} \quad (3.13)$$

Consecuentemente, $\sigma_{M_{11}}$ opera en la region lineal

$$\Gamma_1 = -\lambda_1[w_1 + \rho_1 q_1] \quad (3.14)$$

Como resultado, (3.9) se convierte en:

$$\dot{V}_1 = -\lambda_1 w_1^2 - \lambda_1 \rho_1 w_1 q_1 + \kappa w_1 q_1 \quad (3.15)$$

Escogiendo $\kappa = \lambda_1 \rho_1$ que satisface la desigualdad (3.12), se obtiene

$$\dot{V}_1 = -\lambda_1 w_1^2 \leq 0 \quad (3.16)$$

El mismo argumento es aplicado para $\dot{V}_2$ y $\dot{V}_3$, (3.7) se convierte en:

$$\begin{aligned}\dot{V} &= \dot{V}_1 + \dot{V}_2 + \dot{V}_3 \\ &= -(\lambda_1 w_1^2 + \lambda_2 w_2^2 + \lambda_3 w_3^2) \leq 0\end{aligned}\tag{3.17}$$

Para completar la demostración, se utiliza el principio de invariancia de LaSalle. Todas las trayectorias convergen en el mayor conjunto invariante $\bar{\Omega}$ in $\Omega = \{(\vec{q}, \vec{w}) : \dot{V} = 0\} = \{(\vec{q}, \vec{w}) : \vec{w} = 0\}$. En el conjunto invariante, $J\vec{w} = -[\lambda_1 \rho_1 q_1 \ \lambda_2 \rho_2 q_2 \ \lambda_3 \rho_3 q_3]^T = 0$ que es, $\bar{\Omega}$ es reducido al origen. Con esto se termina la demostración de la estabilidad asintótica del sistema en lazo cerrado.

Observación 3.2.3 Dado que un cuaternión y su negativo representan la misma posición angular física, existen dos puntos de equilibrio: $(q_0 = -1, \vec{q} = 0, \vec{w} = 0)$ puede ser considerado como un punto repelente. Sin embargo, se puede llegar utilizando la ley de control $\Gamma_i = -\sigma_{M_{i2}} (\Gamma_{arm_i} + \sigma_{M_{i1}} (\lambda_i [w_i - \rho_i q_i]))$ en lugar de la de (3.23). Por lo tanto, aplicando

$$\Gamma_i = -\sigma_{M_{i2}} (\Gamma_{arm_i} + \sigma_{M_{i1}} (\lambda_i [w_i + \text{sign}(q_0) \rho_i q_i]))\tag{3.18}$$

asegura que, de las dos rotaciones de ángulo β and $2\pi - \beta$, se elige el de ángulo más pequeño. Esto se puede demostrar mediante la adaptación de la prueba anterior.

3.3. Estimación de la masa de la carga

En esta sección se presenta una solución propuesta para poder calcular el valor de la masa de un objeto cuando se desconoce este parámetro. Primero se enuncia el problema y después se propone una estrategia para estimar la carga. Finalmente se realizan simulaciones para probar el control.

3.3.1. Planteamiento del problema de estimación

El objetivo es diseñar una ley de control que permita al sistema estimar la masa que está llevando, teniendo el problema de estabilización de actitud resuelto, con lo que se podría estabilizar al MHCR a una posición de cargas deseadas; En

otras palabras, una vez que la ley de control ha permitido estabilizar la actitud del sistema, $\lim_{t \rightarrow \infty} (R, \vec{w}) = (R_d, \vec{0})$, esto podría permitir estabilizar el MHCR a una posición deseada, $\lim_{t \rightarrow \infty} (\vec{p}, \vec{v}) = (\vec{p}_d, \vec{0})$, manteniendo la estabilidad incluso ante las perturbaciones del brazo manipulador.

3.3.2. Estrategia para la estimación de la carga

En la Figura 3.1 puede observarse la representación esquemática del MHCR con el brazo manipulador acoplado, donde el marco de referencia inercial $N(x_n, y_n, z_n)$, el marco de referencia del cuerpo $B(x_b, y_b, z_b)$, la fuerza u (empuje) y el vector de peso $m\vec{g}$ están representados.

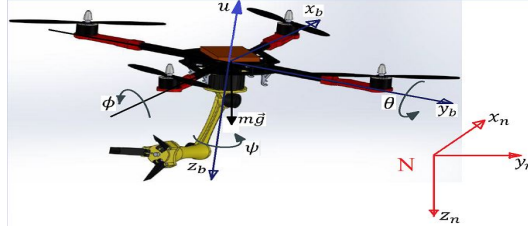


Figura 3.1: Esquema del MHCR con el brazo manipulador acoplado.

La dinámica de todo el sistema se obtiene mediante el formalismo Newton-Euler y la orientación de B respecto a N es representada utilizando el formalismo del cuaternión y esta dado por:

$$\Sigma_T : \begin{cases} \dot{\vec{p}} = \vec{v} \\ m_T \dot{\vec{v}} = -m_T \vec{g} + R \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ u \end{pmatrix} \end{cases} \quad (3.19)$$

$$\Sigma_O : \begin{cases} \dot{q} = \frac{1}{2} \Xi(q) \vec{w} \\ J \dot{\vec{w}} = -\vec{w} \times J \vec{w} + \Gamma_T \end{cases} \quad (3.20)$$

En donde $\vec{p}$ y $\vec{v}$ son posiciones lineales y vectores de velocidad, m_T es la masa total del sistema; el MHCR, el brazo manipulador y la carga, $\vec{g}$ es la aceleración dada por

la gravedad, R es la matriz de rotación dada por:

$$\mathcal{R} := I_3 + 2q_0[q_v^\times] + 2[q_v^\times]^2 \quad (3.21)$$

Se puede notar que la matriz de rotación R puede ser dada en función de los ángulos de Euler, de la siguiente manera:

$$R(\phi, \theta, \psi) = \begin{pmatrix} C\psi C\theta & S\psi C\theta & -S\theta \\ C\psi S\theta S\phi - S\psi C\theta & S\phi S\theta S\psi + C\psi C\phi & C\theta S\phi \\ C\psi C\phi S\theta + S\psi S\phi & S\theta S\psi C\phi - C\psi S\phi & C\theta C\phi \end{pmatrix}, \quad (3.22)$$

Tomando en cuenta las ecuaciones (3.19) y (3.20), este sistema puede ser visto como un sistema en cascada, en donde las dinámicas de traslación (3.19), dependen de la actitud (3.20), pero la dinámica de actitud no depende de la dinámica de traslación. Esta propiedad será usada para obtener la ley de control. Ahora, asumiendo que el uso de la siguiente ley de control:

$$\Gamma_i = -\sigma_{M_{i2}} (\Gamma_{arm_i} + \sigma_{M_{i1}} (\lambda_i [w_i + \rho_i q_i])) \quad (3.23)$$

puede estabilizar la dinámica en yaw, es decir $\psi = 0$, entonces, después de un periodo de tiempo suficiente, el sistema (3.19) se convierte en:

$$\begin{pmatrix} \dot{p}_x \\ \dot{p}_y \\ \dot{p}_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{pmatrix}, \quad (3.24)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{v}_x \\ \dot{v}_y \\ \dot{v}_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\frac{u}{m_T} \text{sen}\theta \\ \frac{u}{m_T} \text{sen}\phi \cos\theta \\ \frac{u}{m_T} \cos\phi \cos\theta - g \end{pmatrix}, \quad (3.25)$$

Con una elección apropiada de esta configuración, es posible transformar (3.24)-(3.25) en tres integradores triples linealmente independientes, para esto se toma lo

siguiente:

$$\begin{aligned}\phi_d &:= \arctan\left(\frac{r_2}{r_3 + g}\right), \\ \theta_d &:= \arcsin\left(\frac{-r_1}{\sqrt{r_1^2 + r_2^2 + (r_3 + g)^2}}\right)\end{aligned}\tag{3.26}$$

En donde r_1 , r_2 y r_3 , se definirán mas adelante. Entonces, escogiendo un empuje positivo, la entrada de control es:

$$u = m_T \sqrt{r_1^2 + r_2^2 + (r_3 + g)^2}\tag{3.27}$$

Sea el estado $p = (p_1, p_2, p_3, p_4, p_5, p_6, p_7, p_8, p_9) = (\int p_x, p_x, v_x, \int p_y, p_y, v_y, \int p_z, p_z, v_z)$, entonces (3.24)-(3.25) se convierte en:

$$\Sigma_x : \begin{cases} \dot{p}_1 = p_2 \\ \dot{p}_2 = p_3 \\ \dot{p}_3 = r_1 \end{cases}\tag{3.28}$$

$$\Sigma_y : \begin{cases} \dot{p}_4 = p_5 \\ \dot{p}_5 = p_6 \\ \dot{p}_6 = r_2 \end{cases}\tag{3.29}$$

$$\Sigma_z : \begin{cases} \dot{p}_7 = p_8 \\ \dot{p}_8 = p_9 \\ \dot{p}_9 = r_3 \end{cases}\tag{3.30}$$

Se puede notar que u siempre será positivo, y $u \geq m_T g$ para compensar el peso del sistema. Por consiguiente, incluso si la masa de la carga m_l es desconocida, la presencia de un posible error en estado estacionario es evitado por la inclusión de un estado en la cadena de integradores (3.28)-(3.30) y la ley de control propuesta. Además, una vez que la señal de control u dada por (3.27) es calculada, es posible estimar el valor de la masa desconocida al comparar la señal de control u necesaria para elevar al sistema con la carga y la señal de control u necesaria para elevar al sistema sin la carga.

El valor estimado de m_l es usado para calcular el centro de masa del sistema dado por:

$$\zeta_c = \frac{1}{m_a} \left[\sum_{i=1}^n m_i \varrho_i + m_l \varrho_l \right] \quad (3.31)$$

En donde $m_a = \sum_{i=1}^n m_i + m_l$ es la masa total del manipulador y la carga, m_i es la masa de cada eslabón del manipulador y m_l es la masa de la carga, esta ecuación permite el cálculo del par:

$$\Gamma_{arm} = m_q g \zeta_c \times \mathcal{R}(q) e_3 \quad (3.32)$$

generado por el manipulador. Finalmente, este valor es usado como Γ_{arm_i} en el control de actitud:

$$\Gamma_i = -\sigma_{M_{i2}} (\Gamma_{arm_i} + \sigma_{M_{i1}} (\lambda_i [w_i + \text{sign}(q_0) \rho_i q_i])) \quad (3.33)$$

Ya que la cadena de integradores dada por (3.28)-(3.30) tiene la misma forma, se puede proponer una ley de control como se establece a continuación:

Tomando en cuenta la dinámica expresada en (3.28)-(3.30), la ley de control para entradas acotadas, esta dada por:

$$\begin{aligned} r_1 &:= -\varsigma_1 \left\{ a_3 \sigma_{M1} \left[\frac{1}{\varsigma_1} (a_2 p_1 + p_2 + p_3) \right] \right. \\ &\quad \left. + a_2 \sigma_{M1} \left[\frac{1}{\varsigma_1} (a_1 p_2 + p_3) \right] + a_1 \sigma_{M1} \left[\frac{1}{\varsigma_1} (p_3) \right] \right\}, \\ r_2 &:= -\varsigma_2 \left\{ b_3 \sigma_{M1} \left[\frac{1}{\varsigma_1} (b_2 p_4 + p_5 + p_6) \right] \right. \\ &\quad \left. + b_2 \sigma_{M1} \left[\frac{1}{\varsigma_2} (b_1 p_5 + p_6) \right] + b_1 \sigma_{M1} \left[\frac{1}{\varsigma_2} (p_6) \right] \right\}, \\ r_3 &:= -\varsigma_3 \left\{ c_3 \sigma_{M1} \left[\frac{1}{\varsigma_1} (c_2 p_7 + p_8 + p_9) \right] \right. \\ &\quad \left. + c_2 \sigma_{M1} \left[\frac{1}{\varsigma_3} (c_1 p_8 + p_9) \right] + c_1 \sigma_{M1} \left[\frac{1}{\varsigma_3} (p_9) \right] \right\} \end{aligned} \quad (3.34)$$

En donde $\sigma_{M_1}(\cdot)$ está definido como:

$$\begin{aligned} (1) \sigma_M &= s \text{ if } |s| < M; \\ (2) \sigma_M &= \text{sign}(s) M \text{ en otros casos;} \end{aligned} \quad (3.35)$$

con $M_1 = 1$, $b_{(1,2,3)}, c_{(1,2,3)} > 0$ los parámetros de ajuste definidos anteriormente, y ς_i está dado por:

$$\begin{aligned}\varsigma_1 &= \bar{r}_1 / (a_1 + a_2 + a_3), \\ \varsigma_2 &= \bar{r}_2 / (b_1 + b_2 + b_3), \\ \varsigma_3 &= \bar{r}_3 / (c_1 + c_2 + c_3)\end{aligned}\tag{3.36}$$

Entonces, la ley de control en (3.34) estabiliza exponencialmente al sistema (3.28)-(3.30) a la posición deseada $(p_1, p_2) = (p_{dx}, 0)$, $(p_3, p_4) = (p_{dy}, 0)$ and $(p_5, p_6) = (p_{dz}, 0)$.

3.3.3. Pruebas en simulación y resultados

Para probar la efectividad de la ley de control propuesta para el sistema completo, se realizaron un conjunto de simulaciones utilizando el software de MATLAB/Simulink. En las tablas 3.1 y 3.2 se muestran los parámetros físicos que fueron utilizados para realizar la simulación.

Tabla 3.1: Parámetros del MHCR

Parámetro	Descripción	valor	Unidades
k	Constante de torque	0.0036	$N * m/v$
b	Fuerza-empuje	0.1138	$N * m/v$
d	Distancia eje-motor	0.197	m
m_q	masa del helicóptero	1.49	kg
u	señal de control	11.5	N

La simulación está dividida en tres partes. Se considera que el sistema esta tomando una carga y durante los primeros 10 segundos es llevado a $\vec{p}_d = (0 \ 0 \ 1)^T$ para estimar el valor de la masa de la carga. Después, entre los 15 y los 30 segundos se generan una serie de movimientos en el manipulador. En la última parte, a los 30 segundos una perturbación es ejercida directamente sobre el manipulador. En la Figura 3.2 se observan los tres pasos de la simulación de manera gráfica.

Tabla 3.2: Parámetros del manipulador

Parámetro	Descripción	valor	Unidades
P_{li}	Largo de los eslabones	(0,005, 0,15, 0,1)	m
P_{mbi}	Masa de cada eslabón	(0,02, 0,15, 0,1)	kg
P_{lic}	Largo union-cm del eslabón	(0,0025, 0,075, 0,05)	m
P_{mob}	masa de la carga	0.1	kg
$\Gamma_{1,2}$	Torques 1 y 2	0.4053	$N * m$
Γ_3	Torque 3	0.154	$N * m$



Figura 3.2: Posiciones angulares del brazo manipulador.

En la Figura 3.3 se observa la gráfica que representa la posición angular de cada articulación del brazo manipulador, estas señales se consideran como las perturbaciones que entran al sistema.

En los primeros 15 segundos de simulación no hay movimiento, permitiendo que el control estime el peso de la carga. A partir del segundo 15 se generan movimientos en el brazo.

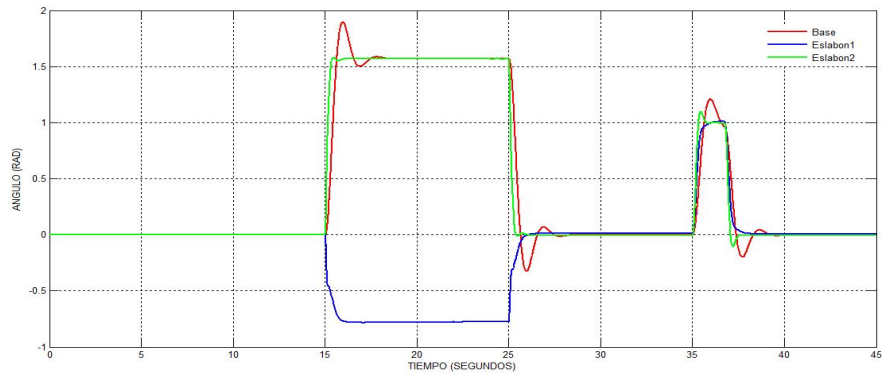


Figura 3.3: Movimientos angulares efectuados por el brazo manipulador.

En la Figura 3.4 se observa la gráfica que representa la orientación del sistema completo. Durante los primeros 15 segundos no hay ningún cambio en la orientación.

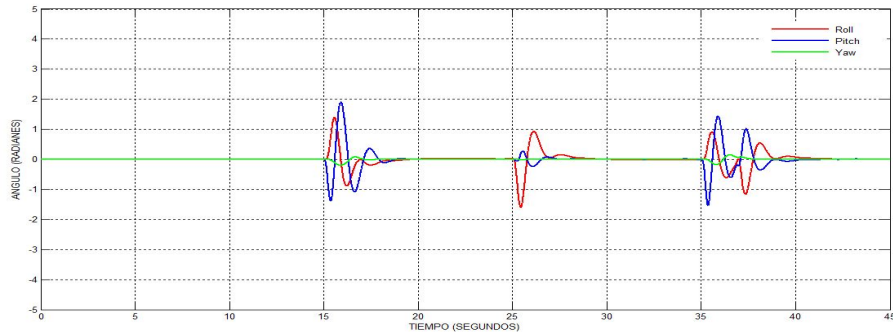


Figura 3.4: Orientación del sistema completo

A partir del segundo 15 se observan cambios en la orientación, estos cambios se presentan debido al movimiento del manipulador, sin embargo el control intenta mantener la orientación deseada. En la Figura 3.5 se observa la gráfica que representa la posición y la velocidad del sistema completo. Durante los primeros 10 segundos de simulación se observa como el sistema se eleva hasta un cierto punto y ahí se mantiene, esto permite al control estimar el valor de la masa de la carga.

Finalmente en la Figura 3.6 se observan las gráficas de los torques y fuerzas generados por el control para mantener la estabilidad del sistema. Es muy importante

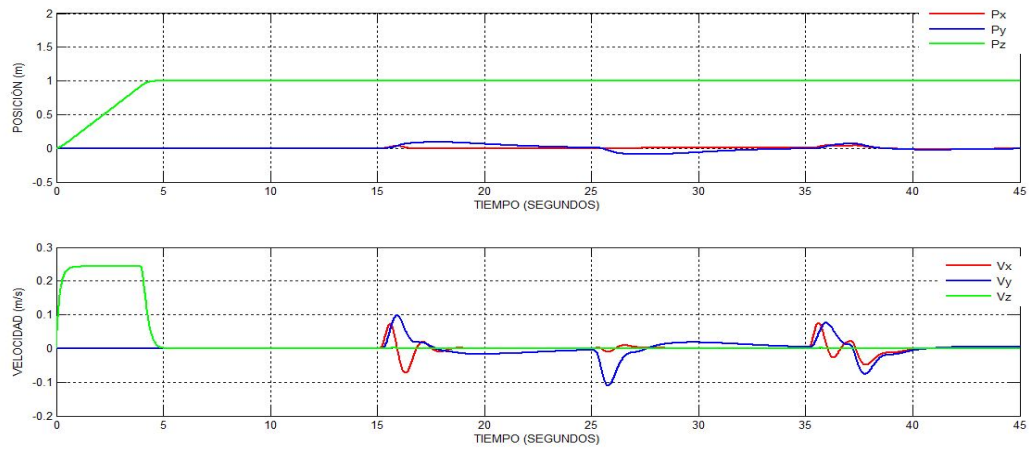


Figura 3.5: Posición y velocidad del sistema completo.

el análisis de estas dos últimas gráficas ya que indican los torques y fuerzas que se exigirán a los actuadores físicos para mantener la estabilidad.

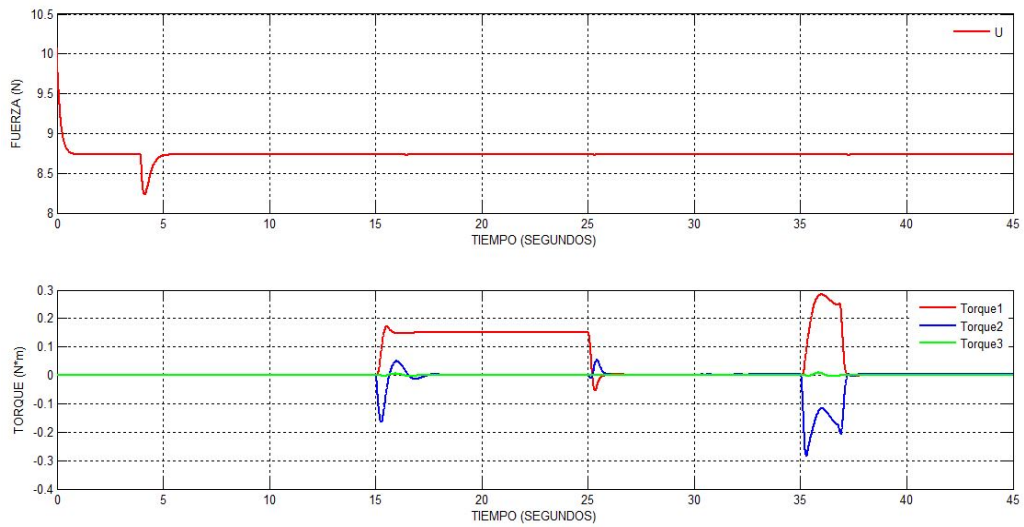


Figura 3.6: Señales de control.

Se observa que la ley de control asegura la estabilización del MHCR a la posición deseada incluso ante las perturbaciones generadas por el brazo manipulador.

Capítulo 4

Pruebas experimentales y resultados finales

En este capítulo se abordan las pruebas experimentales llevadas a cabo con el fin de probar los algoritmos de control diseñados. En primer lugar se describe el entorno de trabajo en el que se llevaron a cabo las pruebas experimentales, además de sus componentes y modo de funcionamiento. Después se describen las características más importantes de plataforma experimental utilizada para realizar las pruebas necesarias para probar la efectividad de la ley de control propuesta en el capítulo 3. Posteriormente se presenta la metodología empleada para llevar a cabo las pruebas experimentales, se detalla cada una de las partes en las que fueron divididas las pruebas con el fin de obtener resultados que permitieran el análisis del comportamiento del control. Se muestra también el análisis de los resultados obtenidos y finalmente se presentan las conclusiones a las que se llegaron con este trabajo.

4.1. Sistema de captura de movimiento

La experimentación en un ambiente real de los algoritmos de control diseñados se ha realizado utilizando una zona de trabajo¹ especializada que cuenta con un sistema avanzado de captura de movimiento conformado principalmente por 12 cámaras

¹Plataforma MOCA, http://www.gipsa-lab.grenoble-inp.fr/recherche/plates-formes.php?id_plateforme=79



Figura 4.1: Cámaras VICON T-40s

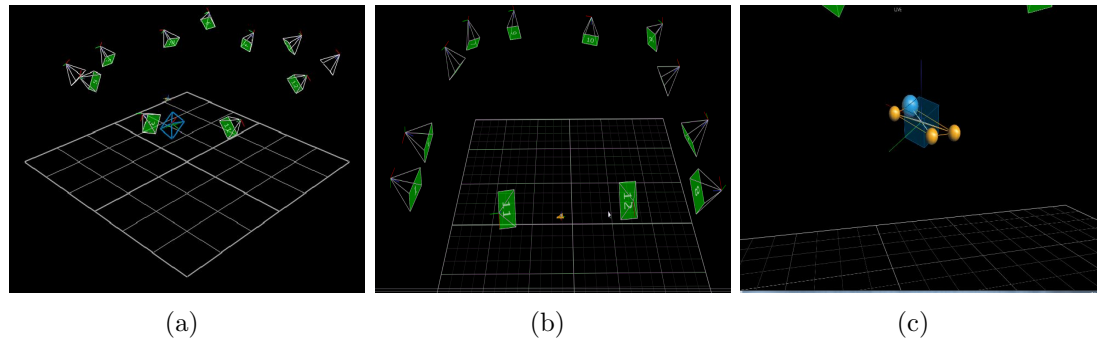


Figura 4.2: Ambiente virtual del software VICON Tracker.

especiales (VICON T-40s) ubicadas en una sala cerrada que otorga un espacio de trabajo de $5.6 \times 6.6 \times 2.9 \text{ m}^3$.

El sistema de captura de movimiento VICON permite, mediante el uso de las cámaras y de un software especializado, conocer la posición y la orientación de un objeto dentro del espacio de trabajo mediante marcadores colocados estratégicamente en la superficie del objeto. En las imágenes de la Figura 4.1² se observan las cámaras puestas alrededor del área de trabajo. En las imágenes de la Figura 4.2 se puede apreciar el entorno de trabajo generado de forma virtual por el sistema VICON.

²Imágenes cortesía de Sala MOCA, GIPSA-lab, Grenoble, Francia

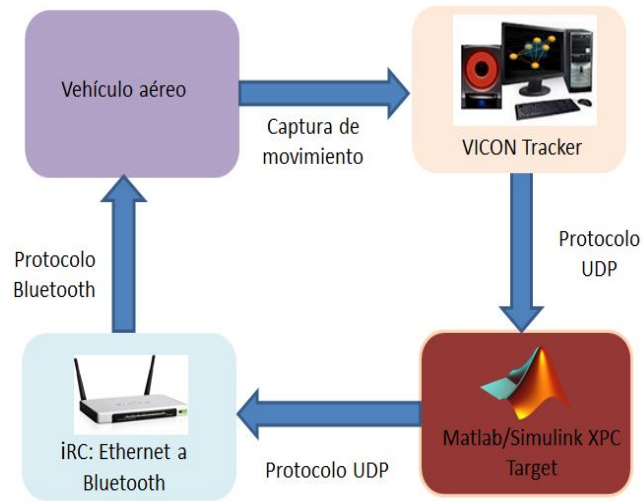


Figura 4.3: Sistema de control de un vehículo aéreo en tiempo real mediante la recuperación de los datos de posición proporcionados por el sistema VICON.

El diagrama a bloques de la Figura 4.3 muestra de manera simplificada el funcionamiento de la comunicación del sistema para obtener y controlar la posición de un vehículo aéreo dentro del espacio de trabajo. El sistema VICON Tracker se encarga de generar un espacio de trabajo virtual tridimensional en donde es posible obtener la ubicación y orientación del vehículo aéreo. Un paquete de datos con toda esta información es enviada al bloque de Matlab/Simulink a una velocidad que puede llegar hasta los 100Hz. En este bloque es posible generar las señales de control que después son enviadas de nuevo al vehículo aéreo. En la siguiente sección se explica con más detalle el funcionamiento de los bloques del diagrama.

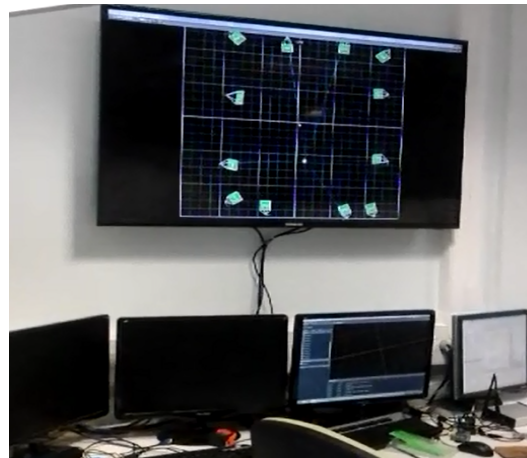
Cuando el sistema mostrado en la Figura 4.3 está en funcionamiento, las cámaras son capaces de detectar objetos específicos que se encuentren dentro del espacio de trabajo tal como se muestra en la Figura 4.4 a y b. El objeto, en este caso un vehículo aéreo, cuenta con una serie de marcadores colocados estratégicamente lo que permite detectar los movimientos angulares y traslacionales con respecto a un origen. Toda esta información es enviada y procesada en una computadora central y desplegada en las pantallas, como se muestra en la Figura 4.4 c.



(a) Imagen de frente.



(b) Imagen de costado.



(c) Pantallas de la computadora principal.

Figura 4.4: Cámaras VICON tracker detectando vehículo aéreo.

Cuando las cámaras se encuentran activas, detectan el movimiento del objeto de trabajo mientras éste se encuentra en su zona de visión. En la Figura 4.5 se puede apreciar cómo se realiza la detección de movimiento del vehículo aéreo por las cámaras VICON tracker mientras éste se encuentra realizando un desplazamiento a la izquierda y luego hacia a la derecha dentro del área de trabajo. De esta manera es posible implementar y experimentar con el control propuesto en el capítulo anterior. En la siguiente sección se describe la plataforma aérea que se utilizará para realizar las pruebas experimentales.

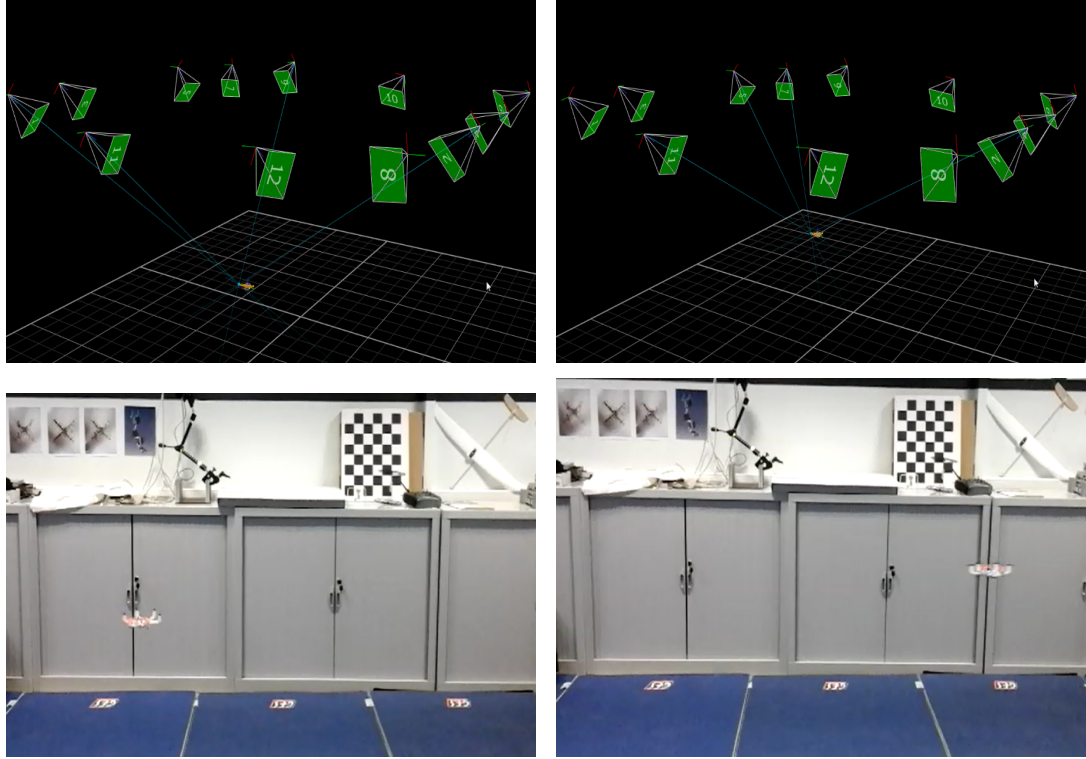


Figura 4.5: Detección de movimiento de la plataforma aérea de izquierda a derecha por las cámaras VICON tracker.

4.2. Plataforma aérea

La plataforma experimental consiste en un hexa-rotor, cuya estructura ha sido modificada con el fin de ampliar su capacidad de carga (armazón, motores y batería fueron modificados). Además de un brazo manipulador que fue especialmente diseñado y construido para esta plataforma de vuelo. Las características y los parámetros de cada sistema se describen en la Tabla 4.1. El brazo es un manipulador de dos grados de libertad con una pinza de agarre como efector final. Los actuadores son micro-servos que le permiten una movilidad de 180° para cada grado de libertad. El peso total del hexa-rotor modificado con el brazo es de 98g y su capacidad de carga es de 4g. La estructura física puede ser observada en la Figura 4.6.

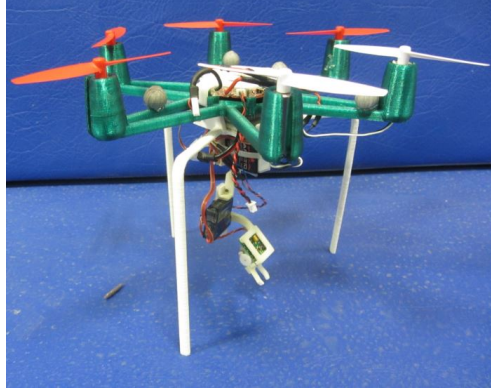


Figura 4.6: Hexa-rotor. Plataforma experimental GIPSA-lab 2015.

Tabla 4.1: Características y parámetros del hexa-rotor y el manipulador.

Sistema	Descripción	Valor	Unidad
Hexa-rotor	Masa (m)	70	g
	Distancia (d)	7,1	cm
	Batería	3,7	V
	Capacidad de carga	32	g
	Momento inercial x (J_ϕ)	0,0016	$Kg \cdot m^2$
	Momento inercial y (J_θ)	0,0016	$Kg \cdot m^2$
	Momento inercial z (J_ψ)	0,0027	$Kg \cdot m^2$
	Constante de proporcionalidad (b)	615,23	N/s
	Constante de proporcionalidad (k)	153,80	N/s
Manipulador	Masa del manipulador m_a	28	g
	Largo 1er eslabón l_1	5	cm
	Largo 2do eslabón l_2	3	cm

El control de posición del hexa-rotor se encuentra integrado en una tarjeta Microwii, que cuenta con giroscopios, acelerómetros y un procesador ATmega32u4. La posición y la orientación del hexa-rotor se obtiene usando el sistema Vicon Tracker y las cámaras T40s. Los datos estimados son enviados al programa MATLAB/Simulink a través del protocolo de comunicación UDP cada 2 ms.

El algoritmo de control de posición es implementado en tiempo real a 200Hz en una computadora usando el toolbox XPC target.

Las variables de control son finalmente enviadas de vuelta al hexa-rotor en el Microwii, a través del "GIPSA-lab's built-in bridge" que se encarga de convertir la información en protocolo UDP a protocolo Bluetooth. Por otra parte, el brazo manipulador es controlado por el "DS35 Digital Super Sub-Micro Servo" que consta de un control remoto y un receptor. Una visión general de la estructura total es presentada en la Figura 4.7.

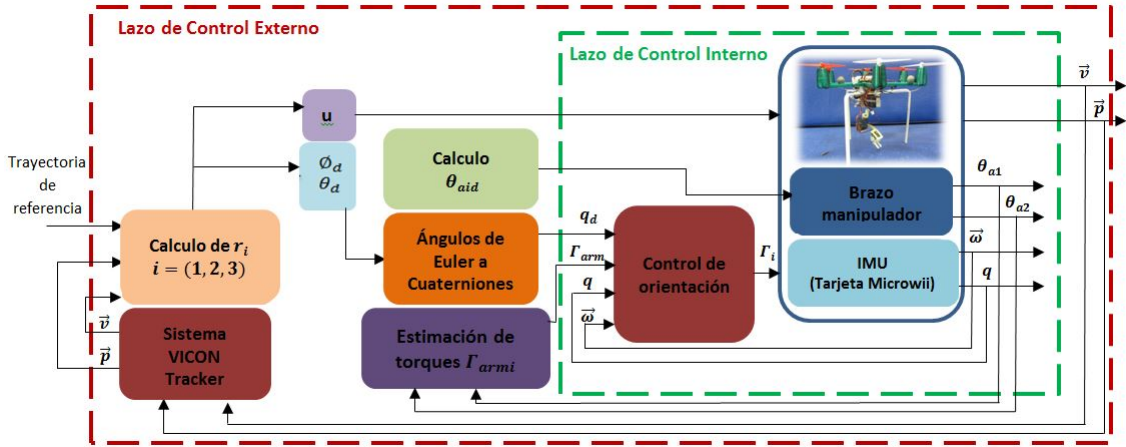


Figura 4.7: Diagrama a bloques que representa la arquitectura del sistema completo.

4.3. Implementación del control de orientación

Se han considerado dos experimentos con el propósito de comparar el comportamiento del método propuesto cuando se aplica el control con y sin tener en cuenta el torque generado por el brazo manipulador. Los parámetros de la ley de control se seleccionan de acuerdo a las características de los actuadores y a las características del hexa-rotor mencionadas en la sección anterior.

Para el control (3.23), $M_{11,21,31} = 1$, $M_{12,22,32} = 0,04$, $\lambda_{1,2} = 0,084$, $\lambda_3 = 0,09$ y $\rho_{1,2,3} = 1$. Para el control (3.34), $a_1 = b_1 = c_1 = 0,001$, $a_2 = b_2 = 1,2$, $c_2 = 1$,

$a_3 = b_3 = 2,1$, $c_3 = 5$ y $\bar{r}_{1,2,3} = 6,5$. La posición inicial y orientación del sistema cuando el torque no es tomado en cuenta son $p_{ini} = (0,03 \ 0,01 \ 0,11)^T$, $(\phi_{ini} \ \theta_{ini} \ \psi_{ini})^T = (-3,21^\circ \ 2^\circ \ -4,91^\circ)^T$ para el caso cuando el torque es tomado en cuenta, la posición inicial y la orientación son $p_{ini} = (-0,12 \ -0,03 \ 0,11)^T$, $(\phi_{ini} \ \theta_{ini} \ \psi_{ini})^T = (-2,05^\circ \ 0,02^\circ \ -5,5^\circ)^T$.

La prueba experimental está dividida en dos partes. Durante los primeros 10s, el hexa-rotor es llevado a la posición $p_d = (0 \ 0 \ 1)^T$. La orientación del brazo manipulador se inicializa en $\theta = (0 \ 0)^T$ y no cambia durante el periodo de estabilización. Después, el manipulador ejecuta dos movimientos. En el momento 10s, Θ_{a1} y Θ_{a2} se orientan a 60° y 45° respectivamente. En el momento 15s, la orientación cambia nuevamente, para llegar a -60° y 90° respectivamente. En el momento 20s, el manipulador regresa a su posición inicial y el hexa-rotor aterriza. En la primera imagen de la figura 4.9 se observa la secuencia de la prueba experimental.

Las gráficas de la Figura 4.9 muestran los resultados obtenidos cuando no se considera el torque generado por el brazo, mientras que las gráficas de la Figura 4.8 muestran los resultados obtenidos cuando sí se considera el torque del brazo. La segunda fila de las Figuras 4.9 y 4.8, muestra las gráficas de los ángulos de los eslabones del brazo. La tercera y cuarta fila presentan las gráficas de la posición lineal y de orientación, mientras que la quinta y sexta fila muestran las gráficas del error lineal y de orientación. La línea negra en las gráficas de la sexta fila representa el error promedio de la orientación (*Ave*).

Se observa que aún cuando se considera la parametrización del cuaternión, los ángulos de Euler, dados en (3.22), son usados con el fin de tener una mejor perspectiva del comportamiento del sistema. En las gráficas de la columna izquierda, la estabilización de orientación se alcanza pero se presentan algunas oscilaciones. Sin embargo, la respuesta es mejorada en las gráficas de la columna derecha cuando se toma en cuenta la estimación del torque y la estabilización de orientación se logra alcanzar.

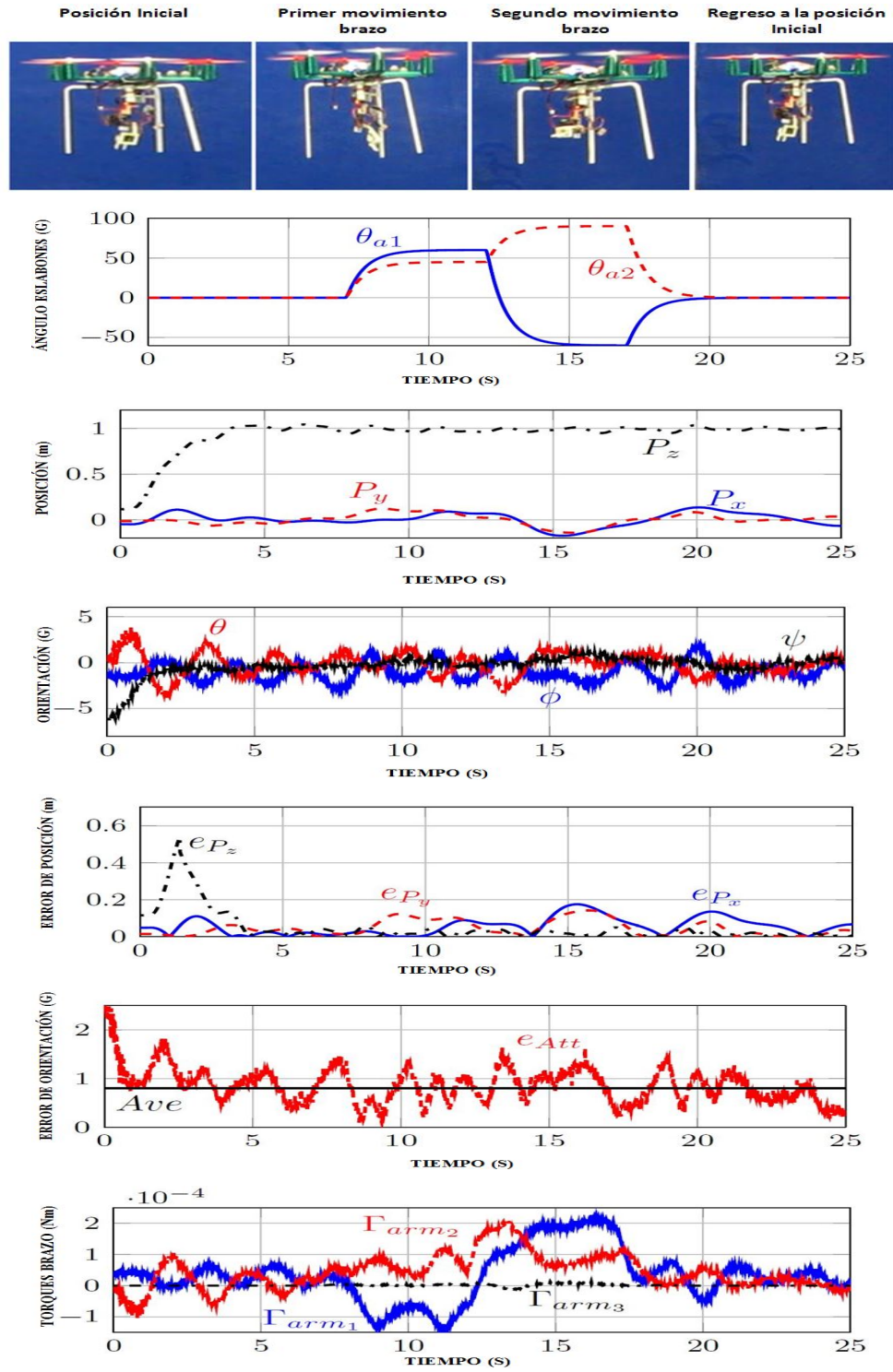


Figura 4.8: Gráficas de resultados. Sin considerar el torque.

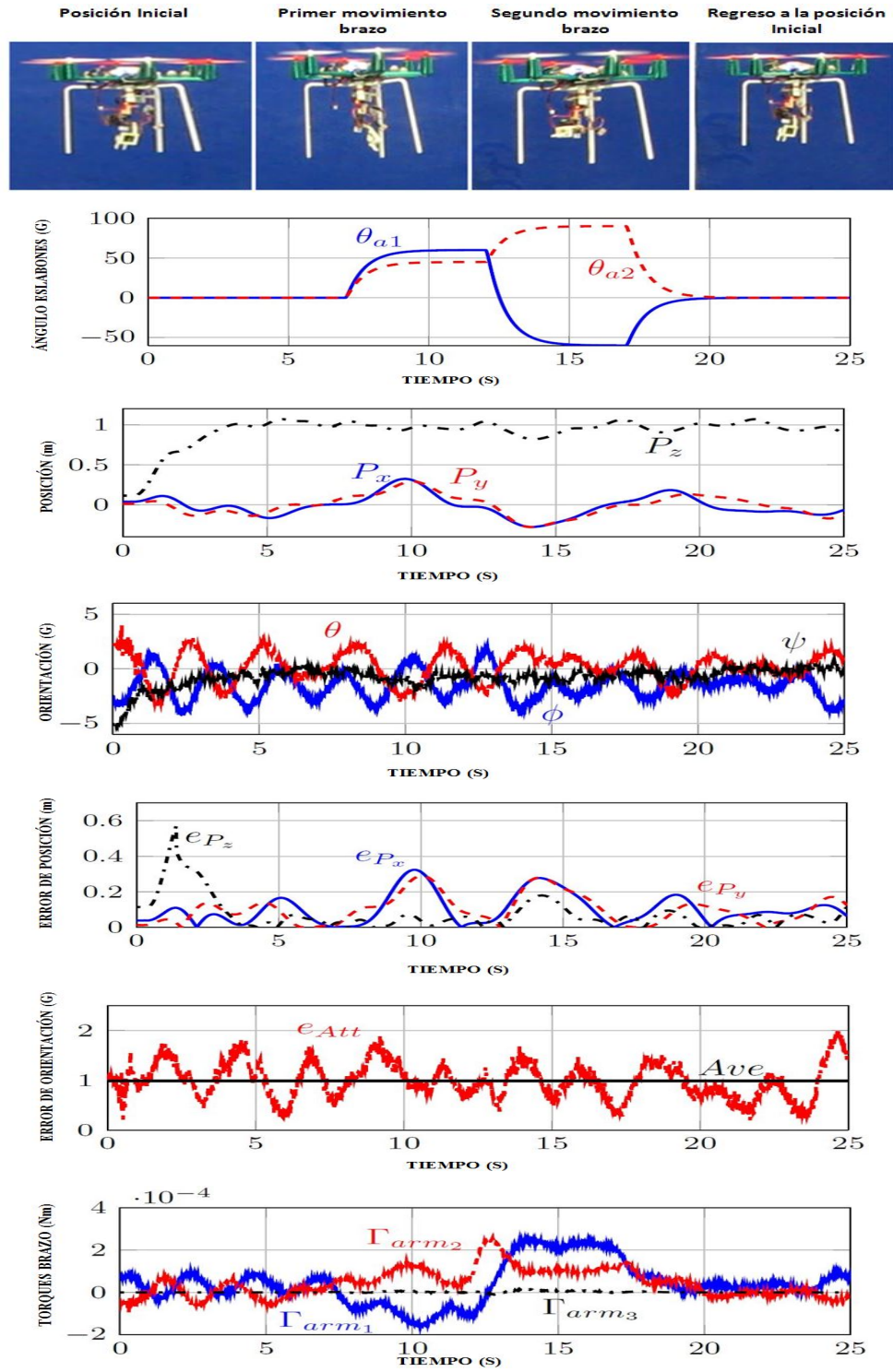


Figura 4.9: Gráficas de resultados. Considerando el torque.

Una comparación de los errores de posición y el cálculo del valor promedio del error de orientación muestra que la respuesta del sistema tiene un mejor comportamiento cuando la estimación del torque proveniente del brazo manipulador es incluida en el control.

Conclusiones

En este trabajo de tesis se presentó el desarrollo del modelo matemático y diseño de control de un vehículo VTOL con un brazo manipulador acoplado en la parte inferior. Se llevaron a cabo los pasos para obtener las ecuaciones que representan el comportamiento del sistema y se propuso un control que permite la estabilización del sistema aún ante las perturbaciones generadas por el movimiento del brazo manipulador. El algoritmo de control resultante se simuló utilizando del software de Matlab/Simulink, en donde gracias al diseño en realidad virtual del sistema desarrollado en este trabajo, fue posible observar los resultados con un mayor nivel de realismo y de esta manera tener una mejor apreciación de los resultados que se esperan obtener de manera real.

Las pruebas experimentales se realizaron utilizando la plataforma de vuelo y las cámaras VICON tracker pertenecientes a los laboratorios de GIPSA-lab. Los resultados experimentales muestran que el control diseñado permite la estabilización asintótica de orientación y posición del sistema completo. Además este trabajo ha presentado un método para ayudar a obtener la solución a través del diseño de un término que permite la estimación de los torques ejercidos por el manipulador. También la ley de control toma en cuenta las saturaciones de los actuadores. Una de sus características importantes es que está diseñada de manera general, lo que permite implementarla en diferentes vehículos VTOL y con manipuladores de múltiples eslabones.

Los resultados comprueban la efectividad de la ley de control propuesta ante las perturbaciones provenientes del manipulador. Múltiples ensayos y escenarios fueron

llevados a cabo con el fin de determinar estadísticamente la efectividad del método.

Los resultados y avances obtenidos se consideran satisfactorios y que cumplen con las expectativas y objetivos trazados para este trabajo. La principal contribución es la metodología empleada para obtener el control propuesto, lo que representa un nuevo enfoque en la manera en que se desarrollan los modelos y controles de estos sistemas. Los avances presentados se consideran un paso más en la evolución de los robots aéreos hacia sistemas capaces de interactuar en mayor medida con el entorno, permitiendo realizar misiones cada vez más complejas.

Una de las limitaciones que presenta este tipo de sistema es que se debe tener muy en cuenta el peso del brazo manipulador que se pretende acoplar ya que la limitada capacidad de carga de algunos de los motores utilizados en estos vehículos se traduce también en un limitado valor de peso del objeto a manipular. Otra limitación importante es el hecho de que aunque los resultados de las pruebas muestran un buen desempeño del control, éste está diseñado para trabajar en interiores, descartando por el momento las misiones en el exterior.

Los resultados alcanzados en este trabajo de tesis permitirán diseñar nuevos escenarios en donde los vehículos VTOL con manipuladores acoplados serán utilizados para misiones de traslado y manipulación de objetos.

Se considera como trabajo futuro el diseñar un sistema de alimentación que limite el consumo de energía de la batería y permita un mayor tiempo de vuelo, Además de cambiar el uso de las cámaras VICON por dispositivos que permitan el funcionamiento del sistema en el exterior. Finalmente se considera también como trabajo futuro el agregar un sistema de visión que permita a un usuario ver y manipular un objeto desde la distancia mientras el vehículo se encuentra en vuelo.

Apéndice A

A.1. Desarrollo del diseño virtual del sistema VTOL con manipulador acoplado

Solidworks es un software CAD ("Diseño Asistido por Computadora", por sus siglas en inglés) para realizar modelos mecánicos en 3D. Este programa permite modelar piezas y ensambles de piezas y obtener de ellos tanto planos técnicos como otro tipo de información necesaria para la producción. Utilizando este tipo de software es posible desarrollar un modelo virtual de un mecanismo físico como el vehículo VTOL con manipulador acoplado utilizado en este trabajo.

A continuación se detallan los pasos realizados para obtener el modelo virtual del sistema físico.

El primer paso es obtener un dibujo detallado de las piezas que conforman el sistema, en base a este dibujo se realizará el diseño. Estos dibujos deben contar con las medidas detalladas de cada parte de la pieza. En la Figura A.1 se pueden observar dibujos que representan la forma de la pieza física.

Para este trabajo, se tomaron medidas de un total de 25 piezas diferentes que conforman el sistema real, más un total de 12 piezas que se diseñaron para el manipulador. Para cada pieza se siguió la misma metodología para su desarrollo en SolidWorks.

El segundo paso es elegir una de las caras como las de la Figura A.1 que mejor represente a la pieza y dibujarla en alguno de los planos. Se debe considerar que operación ayudará a obtener la figura de la pieza con mayor facilidad, la extracción

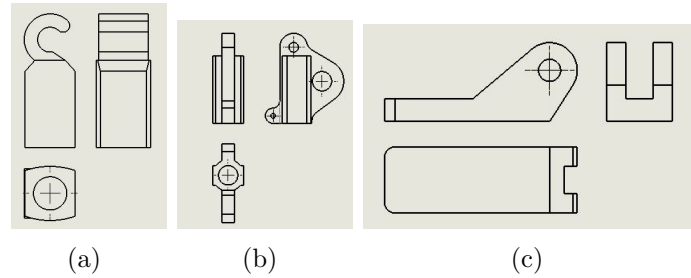


Figura A.1: Dibujo de piezas.

(dar volumen a un figura) o la revolución (rotar 360 grados para obtener una figura en 3D) son las operaciones más utilizadas en este trabajo.

Una vez hechas todas las piezas necesarias, el siguiente paso es comenzar con los ensambles. En vez de hacer un ensamble donde se junten todas las piezas es recomendable hacer pequeños ensambles de las partes que conforman el sistema total, como por ejemplo, las patas o los brazos del VTOL como se observan en la Figura A.2.

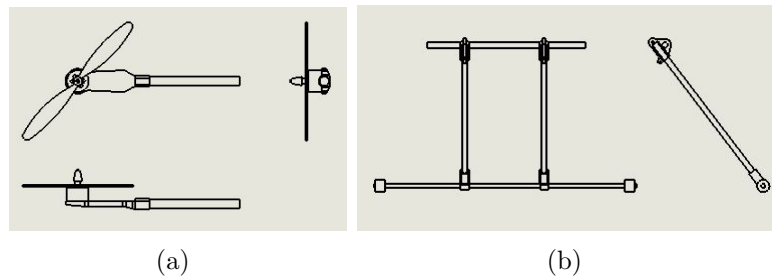


Figura A.2: Dibujo de ensambles.

Esta técnica facilita el reconocimiento de cada pieza en el ensamble final ya que todas están agrupadas en alguna de las partes que conforman el sistema total. Es muy importante tener este tipo de organización puesto que el diseño obtenido se utilizará mas adelante en otro programa para obtener la simulación. Al momento de realizar las uniones de las piezas en los ensambles es importante que se haga de tal manera que permita el movimiento de la pieza como lo haría de manera real, por ejemplo, en la Figura A.3 se observan dos piezas, el rotor y la hélice, al momento de unir las dos piezas en un ensamble se debe utilizar la operación concéntrica para

hacer que el eje del rotor coincida con el hueco de la hélice, de esta manera la hélice podrá girar sobre el eje del motor tal como lo hace en la realidad.

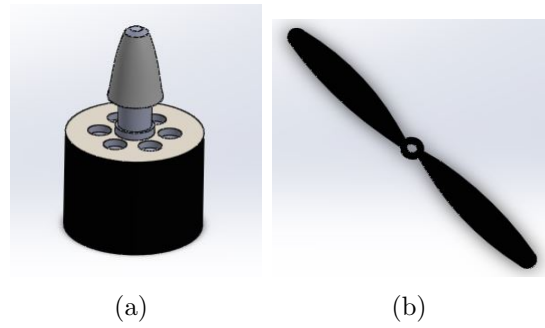


Figura A.3: Unión de piezas.

Finalmente para obtener el ensamble definitivo, se unen todos los ensambles realizados de manera individual.

El siguiente paso ahora es exportar el diseño obtenido en SolidWorks a la plataforma de Virtual Reality. Para ello se debe guardar el archivo de SolidWorks con la extensión .wlr. De esta manera se podrá abrir el diseño del sistema en el software de Virtual reality.

Para terminar es necesario renombrar los grupos de piezas para que Simulink de Matlab pueda reconocerlos. En la Figura A.4 se observa cómo quedaron agrupadas las piezas, el renombrarlas de una forma que facilite su ubicación permite comprender más rápido el programa.

Una vez identificados todos los grupos, el último paso es realizar la configuración en Simulink de Matlab para poder realzar la simulación. Utilizando el bloque VR Sink es posible llamar y configurar un archivo de Virtual Reality y especificar que grupos de piezas se van a mover y de que forma. En la Figura A.5 se observa la pantalla de configuración del archivo para su uso en Simulink de Matlab.

Finalmente el bloque VR Sink ha quedado configurado con el diseño virtual del sistema para su uso en Simulink.

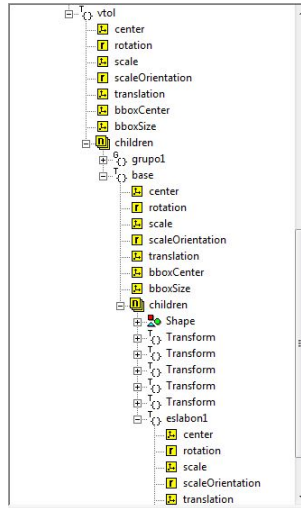


Figura A.4: Agrupación de piezas en Virtual Reality.

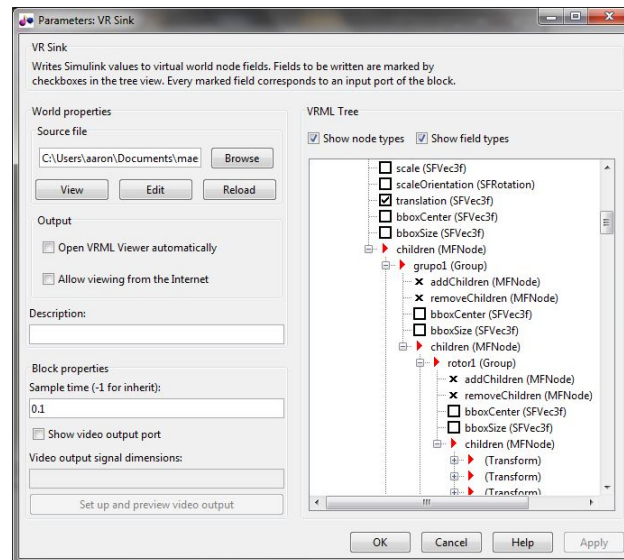


Figura A.5: Configuración en Simulink.

Bibliografía

- [1] Allison Ryan and J. Karl Hedrick. A mode-switching path planner for uav-assisted search and rescue. Proceedings of the 44th IEEE Conference on Decision and Control, and the European Control Conference, Diciembre 2005.
- [2] T. Tomic, K. Schmid, P. Lutz, A. Domel, M. Kassecker, E. Mair, I. Grix, F. Ruess, M. Suppa, and D. Burschka. Toward a fully autonomous uav: Research platform for indoor and outdoor urban search and rescue. 19(3):46–56, 2012.
- [3] V. Ghadiok, J. Goldin, and W. Ren. Autonomous indoor aerial gripping using a quadrotor. in *2011 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, San Francisco, CA, USA*, 2011.
- [4] M. Lorenzo and N. Roberto. Control of aerial robots: Hybrid force and position feedback for a ducted fan. *Control Systems*, 32(4):43–65, 2012.
- [5] Paul E.I. Pounds, Daniel R. Bersak, and Aaron M. Dollar. Stability of small-scale uav helicopters and quadrotors with added payload mass under pid control. *Autonomous Robots*, 33:129–142, 2012.
- [6] Grupo ACRE. Acre surveying solutions, enero 2014. URL <http://www.grupoacre.com/uavs>.
- [7] W. Green and P. Oh. A fixed-wing aircraft for hovering in caves, tunnels and buildings. in *Decision and Control, 2005 and 2005 European Control Conference 44th IEEE Conference*, 2008.
- [8] Korpela C., Brahmabhatt P., Orsag M., and Oh P. Towards the realization of mobile manipulating unmanned aerial vehicles (mm-uav): Peg-in-hole insertion

- tasks. *Technologies for Practical Robot Applications (TePRA), 2013 IEEE International Conference on*, 2013.
- [9] D. Mellinger, Q. Lindsey, M. Shomin, and V. Kumar. Design, modeling, estimation and control for aerial grasping and manipulation. *in Proc. IEEE/RSJ Int Intelligent Robots and Systems (IROS) Conf*, page 2668–2673, 2011.
 - [10] Paul E. I. Pounds and Aaron Dollar. Hovering stability of helicopters with elastic constraints. *Proceeding of the ASME Dynamic Systems and Control conference*, 2010.
 - [11] J.F. Guerrero-Castellanos, J.J. Tellez-Guzman, N. Marchand S. Durand, and J.U. Alvarez Munoz. Event-triggered nonlinear control for attitude stabilization of a quadrotor. *The 2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS 2013), Atlanta, USA*, 2013.
 - [12] Jose Juan Tellez Guzman. Estabilizacion de la actitud de vehiculos vtol mediante control asincrono. Master’s thesis, BENEMERITA UNIVERSIDAD AUTONOMA DE PUEBLA, 2012.
 - [13] Ivana Palunko, Rafael Fierro, and Patricio Cruz. Trajectory generation for swing-free maneuvers of a quadrotor with suspended payload: A dynamic programming approach. *2012 IEEE International Conference on Robotics and Automation RiverCentre, Saint Paul, Minnesota, USA*, 2012.
 - [14] Sarah Tang and Vijay Kumar. Mixed integer quadratic program trajectory generation for a quadrotor with a cable-suspended payload. *IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, May 26-30 2015.
 - [15] R. Cano, C. Perez, F. Pruano, A. Ollero, and G. Heredia. Mechanical design of a 6-dof aerial manipulator for assembling bar structures using uavs. *Education and Development of Unmanned Aerial Systems*, 2013.
 - [16] S. Bouabdallah and R. Siegwart. Full control of a quadrotor. In *Intelligent Robots and Systems, 2007. IROS 2007. IEEE/RSJ International Conference on*, page 153–158, oct 2007.

- [17] Vaibhav Ghadiok, Jeremy Goldin, and Wei Ren. On the design and development of attitude stabilization, vision-based navigation, and aerial gripping for a low-cost quadrotor. *Springer Science+Business Media, LLC 2012*, 2012.
- [18] Markus Bernard and Konstantin Kondak. Generic slung load transportation system using small size helicopters. *2009 IEEE International Conference on Robotics and Automation Kobe International Conference Center Kobe, Japan*, 2009.
- [19] Courtney E. Doyle, Justin J. Bird, Taylor A. Isom, C. Jerald Johnson, Jason C. Kallman, Jason A. Simpson, Raymond J. King, Jake J. Abbott, and Mark A. Minor. Avian-inspired passive perching mechanism for robotic rotorcraft. *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, September 25-30 2011.
- [20] Courtney E. Doyle, Justin J. Bird, Taylor A. Isom, Jason C. Kallman, Daman F. Bareiss, David J. Dunlop, Raymond J. King, Jake J. Abbott, and Mark A. Minor. An avian-inspired passive mechanism for quadrotor perching. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 18(2), April 2013.
- [21] F. Ruggiero, M:A. Trujillo, R. Cano, H. Ascorbe, A. Viguria, C. Perez, V. Lippiello, A. Ollero, and B. Siciliano. A multiplayer control for multirotor uav's equipped with a servo robot arm. *IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, May 26-30 2015.
- [22] Suseong Kim, Hoseong Seo, and H. Jin Kim. Operating an unknown drawer using an aerial manipulator. *IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, May 26-30 2015.
- [23] Somasundar Kannan, Miguel A. Olivares-Mendez, and Holger Voos. Modeling and control of aerial manipulation vehicle with visual sensor. *SnT-University of Luxembourg, 4 rue Alphonse Weicker, L-2721 Luxembourg*, 2013.
- [24] N. Michael, J. Fink, and V. Kumar. Cooperative manipulation and transportation with aerial robots. In *Proceedings of Robotics: Science and Systems*, 2009.

- [25] Paul E. I. Pounds, Daniel R. Bersak, and Aaron M. Dollar. Grasping from the air: Hovering capture and load stability. *Robotics and Automation Shanghai International Conference Center*, 2011.
- [26] F. Kendoul, I. Fantoni, and R. Lozano. Modeling and control of a small autonomous aircraft having two tilting rotors. *Robotics, IEEE Transactions on*, 22(6):1297–1302, Diciembre 2006.
- [27] Pedro Castillo, A. Dzul, and R. Lozano. Real-time stabilization and tracking of a four-rotor mini rotorcraft. *Control Systems Technology, IEEE Transactions on*, 12(4):510–516, Julio 2004.