



**CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DE ESTUDIOS AVANZADOS
DEL INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL**

**UNIDAD ZACATENCO
LABORATORIO UMI-LAFMIA 3157 CNRS**

**“Generador de referencias para la navegación autónoma de
un sistema de múltiples vehículos aéreos cautivos”**

TESIS

Que presenta

M. en C. Carlos Guillermo Valerio Naranjo

Para obtener el grado de

Doctor en Ciencias

En la Especialidad de

Sistemas Autónomos de Navegación Aérea y Submarina

Directores de la Tesis:

Dr. Eduardo Steed Espinoza Quesada

Dr. Rogelio Lozano Leal

Agradecimientos

A mi madre, María Teresita Valerio Naranjo, por siempre confiar en mí y apoyarme en todo momento, por darme las herramientas necesarias para desenvolverme en cualquier ámbito y sobretodo porque sin ella no sería nada.

A mi nana, Imelda Valerio Zalapa, quien me apoyó durante toda mi vida y hasta el comienzo de la maestría, que gracias a sus valores, soy una persona de la que se puede sentir orgulloso.

A mi familia, mi esposa, Gisel Carolina y mi hijo, Josué, por motivarme a nunca rendirme y dar todo de mí, por apoyarme en todo momento y por llenar mi vida de felicidad.

Al Dr. Eduardo Steed Espinoza Quesada, por guiarme durante todo este tiempo para la realización de este trabajo, y por transmitirme sus valiosos conocimientos para mi formación científica. También le agradezco la paciencia y dedicación que siempre mantuvo.

Al Dr. Rogelio Leal Lozano, por apoyarme y brindarme asesorías para la mejora continua del presente trabajo de tesis.

Al Dr. Filiberto, Dr. Iván, Dr. Ricardo, Dr. Sergio, Dr. Osorio por sus enseñanzas a lo largo del doctorado.

A mis amigos y colegas, Jesús y Néstor, y todos los otros compañeros y amigos, con quienes compartí muchos momentos alegres, fuera y dentro del laboratorio.

Al Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología (CONACYT) y al Centro de Investigación y de Estudios Avanzados (CINVESTAV), especialmente la Unidad de Zacatenco, por permitirme ser parte de esta comunidad y apoyarme para la realización de la tesis.

Resumen

El presente trabajo de tesis se centra en el diseño e implementación de un algoritmo de generación de referencias que satisfaga restricciones operacionales relacionadas a la navegación autónoma de un sistema de múltiples vehículos aéreos no tripulados unidos a través de un cable y comandados por una estación terrestre.

El trabajo está dividido en tres etapas principales. Primero, se muestra el desarrollo de una plataforma experimental que permite la alimentación de energía desde tierra vía cable para un vehículo aéreo no tripulado de tipo pequeño. Dicha plataforma es capaz de proveer la energía necesaria para que el vehículo aéreo opere permanentemente, a través de un cable que se retrae y se libera de forma automática.

En la segunda etapa del trabajo se lleva a cabo el análisis de cómo la dinámica del vehículo es perturbada debido al peso del cable y a la interacción entre vehículos. Dicha perturbación se caracteriza y se propone una estrategia para la liberación o retracción del cable de alimentación usando como caso de estudio un vehículo tipo PVTOL.

Finalmente, en la última etapa se lleva a cabo el diseño del generador de referencias y la estrategia de control, los cuales se implementan y se validan de forma experimental utilizando una configuración de dos vehículos aéreos no tripulados multirrotores.

Abstract

The present thesis project is focused on the design and implementation of a reference generator algorithm, which satisfies operational constraints related to an autonomous navigation system of multiple unmanned aerial vehicles tethered by a cable and commanded by a ground station.

The thesis work is divided into three main stages. First, the development of the experimental platform is addressed. The platform provides electrical energy through a cable connected from a ground station to an unmanned aerial vehicle. The supplied energy allows the vehicle to operate continuously for an indefinite time. Furthermore, the platform is designed to retract/release the cable automatically.

In the second stage, an analysis of the disturbance force due to the cable weight is carried on. A strategy to liberate or retract the cable is proposed, considering a PVTOL-type vehicle as the case of study.

Finally, in the last stage a reference generator and a control strategy is designed and validated through numerical and physical experimental tests in a configuration of two tethered unmanned aerial vehicles.

Índice general

Agradecimientos	III
Resumen	IV
Abstract	V
Índice de figuras	VI
1. Introducción	1
1.1. Motivación	1
1.2. Planteamiento del problema	2
1.3. Planteamiento de la solución	3
1.4. Hipótesis	5
1.5. Justificación	5
1.6. Objetivo general	5
1.7. Objetivos particulares	6
1.8. Artículos desarrollados	6
1.9. Organización de la tesis	6
2. Estado del arte	8
2.1. Desarrollo científico	8
2.2. Desarrollo tecnológico	18
3. Sistema de alimentación por cable para un multirroto	21
3.1. Vehículo aéreo no tripulado	21
3.1.1. Caracterización del sistema de propulsión	22

3.2. Estación terrestre	25
3.2.1. Automatización del cabrestante	25
3.2.2. Transmisión de potencia en CA	29
3.2.3. Transmisión de potencia en CD	32
3.2.4. Transmisión de datos en CD y CA	36
4. Sistema PVTOL atado a una estación terrestre	38
4.1. Modelo dinámico del PVTOL	38
4.2. Modelo dinámico del cabrestante	40
4.3. Curva catenaria en 2D.	40
4.3.1. Ecuaciones de la curva catenaria.	40
4.3.2. Determinación de los parámetros.	42
4.3.3. Análisis de tensiones.	44
4.4. Arquitectura de control	46
4.5. Simulaciones	48
5. Sistema de múltiples UAVs atados con cable	51
5.1. Modelo dinámico de varios vehículos atados con cable	51
5.2. Planeación de trayectoria por MPC	58
5.2.1. Modelo discreto	59
5.3. Simulaciones numéricas	63
5.4. Pruebas experimentales	68
5.4.1. Descripción de arquitectura ROS	69
5.4.2. Implementación de la trayectoria por MPC	70
5.4.3. Resultados experimentales	73
6. Conclusiones y trabajo futuro	77
6.1. Conclusiones	77
6.2. Trabajo futuro	78
7. Anexos	81
7.1. Códigos en MATLAB	81
7.1.1. Función principal	81
7.1.2. Optimización	86

Bibliografía

Índice de figuras

1.1. Edificio colapsado durante el sismo del 2017 en la Ciudad de México	2
1.2. Diagrama general de la solución propuesta.	4
2.1. Transportación cooperativa por un grupo de VANTs.	8
2.2. VANT atado y operado por una persona.	9
2.3. Vista de los componentes para la transmisión de energía de un VANT cautivo. 10	
2.4. Helicóptero atado con cable aterrizando en una plataforma.	11
2.5. Modelo planar de un VANT atado con un cable tenso.	11
2.6. Equipo de un robot aéreo y uno terrestre atados por un cable de alimentación. 12	
2.7. VANT atado con un cable a un vehículo marítimo.	13
2.8. Idea conceptual de sistema para la detección de derrame de petróleo.	13
2.9. Aplicaciones 6G de vehículos cautivos.	14
2.10. Ilustración de una cadena de tres VANTs atados entre sí.	14
2.11. Cadena de tres VANTs atados.	15
2.12. Representación del sistema y sus variables.	16
2.13. Vista de un sistema en 3D basado en múltiples VANTs cautivos.	17
2.14. Aterrizaje correcto e incorrecto.	17
2.15. VANTs cautivos comerciales de Embention y Fotokite, respectivamente. . . .	18
2.16. VANTs cautivos comerciales Skysapience y Elistair, respectivamente. . . .	18
3.1. Prototipo VANT para pruebas experimentales de potencia.	22
3.2. Especificaciones del motor y hélice.	23
3.3. Especificaciones del ESC y la batería.	23
3.4. Motor montado en los bancos de pruebas 1800 y 1585.	23

3.5. Gráficas obtenidas con el banco series 1585.	24
3.6. Gráficas obtenidas con el banco series 1800.	24
3.7. Características eléctricas y mecánicas del motor al variar el porcentaje del acelerador.	25
3.8. Diagrama a bloques del sistema de control para la automatización del cabrestante.	26
3.9. Diseño conceptual en CAD del cabrestante automático.	27
3.10. Anillo deslizante para la transmisión de potencia.	27
3.11. Configuración de la celda de carga conectada a un Arduino Uno.	28
3.12. Diseño conceptual del subsistema de medición de la fuerza de tensión en los tres ejes XYZ	28
3.13. Transformador y fuente AC-DC, respectivamente.	29
3.14. Diagrama a bloques del sistema de transmisión en CA.	30
3.15. Parámetros para determinar el calibre AWG necesitado.	30
3.16. Respuesta de los estados de potencia para una prueba de vuelo con transmisión en CA de 40 minutos.	31
3.17. Diagrama a bloques general del sistema con transmisión de potencia de CD.	32
3.18. Convertidor CD-CD y convertidor AC-DC, respectivamente.	33
3.19. Diagrama de flujo para el diseño de refrigeración.	33
3.20. Diseño sugerido por el fabricante y diseño implementado.	34
3.21. Diagrama a bloques de la prueba de temperatura.	35
3.22. Temperatura y potencia durante 30 minutos.	35
3.23. Módulo para la transmisión de datos en CD, <i>Fathom-X</i>	36
3.24. Diagrama a bloques de conexiones con el módulo de transmisión de datos <i>Fathom-X</i>	36
3.25. Módulo para la transmisión de datos en CA, <i>TP-Link TL-PA7010</i>	37
4.1. Diagrama de cuerpo libre del sistema PVTOL-Cabrestante.	39
4.2. Diagrama de cuerpo libre de un PVTOL atado a una estación terrestre.	39
4.3. Diagrama de cuerpo libre de un cable que cuelga de dos soportes A y B , formando una curva catenaria.	41
4.4. Curvas catenarias con diferentes valores de a	42

4.5. Catenaria con dos soportes a diferentes alturas para la determinación de sus parámetros.	42
4.6. Catenaria con dos soportes diferentes desplazada de un soporte al origen. . .	44
4.7. Catenaria con z, x constantes y L variando.	45
4.8. Análisis de tensión, primero, fijando la altura, z , y después fijando el desplazamiento, x	46
4.9. Diagrama a bloques para el sistema PVTOL-GS con sus respectivas leyes de control.	47
4.10. Resultados de simulación en seguimiento de trayectoria: sistema con términos de compensación y sistema sin términos de compensación.	49
4.11. Respuesta de los estados del sistema; altitud, traslación, fuerza de tensión, y longitud del cable, respectivamente.	50
5.1. Diagrama de cuerpo libre de un cuadirrotor atado a otros cuadirrotores. . .	52
5.2. Diagrama de cuerpo libre para representar las fuerzas de tensión debidas al cable entre varios VANTs.	55
5.3. Diagrama a bloques del sistema multi-agente con su controlador y generador de referencias.	57
5.4. Esquema general de los elementos básicos en un enfoque MPC.	58
5.5. Respuesta al escalón del sistema traslacional x	59
5.6. El cable de alimentación como restricción.	62
5.7. Referencias de MPC contra posiciones objetivo en el eje x	65
5.8. Referencias de MPC contra posiciones objetivo en el eje y	65
5.9. Diferenciales de referencias en el eje x	66
5.10. Diferenciales de referencias en el eje y	66
5.11. Restricciones de distancia máxima y mínima entre los tres VANTs.	67
5.12. Restricción de distancia de seguridad entre los tres VANTs y su cable con respecto del obstáculo.	67
5.13. Trayectorias de los tres vehículos en la simulación numérica sobre el plano $X - Y$	68
5.14. Cuadirrotor DJI Tello.	68
5.15. Diagrama a bloques del sistema para dos VANTs bajo la arquitectura de ROS. . .	69
5.16. Esquema del ROS Toolbox de MATLAB.	71

5.17. Comportamiento de los dos VANTs sobre el eje x	73
5.18. Comportamiento de los dos VANTs sobre el eje y	74
5.19. Restricciones de evasión del obstáculo de los dos VANTs.	74
5.20. Restricciones de distancia entre los dos VANTs con respecto del tiempo. . .	75
5.21. Diferenciales de referencias de los dos VANTs.	75
5.22. Trayectorias de los dos VANTs atados sobre el plano $X - Y$	76

Introducción

La investigación en vehículos aéreos no tripulados (VANTs) ha sido un foco de interés en las últimas décadas. En un principio, resolviendo problemas de estabilización utilizando técnicas de control tanto clásicas como modernas, inteligentes tales como identificación de sistemas, controladores robustos, estimación, adaptación, generación de trayectorias, entre otros.

Actualmente, la investigación y desarrollo tecnológico en el área de los VANTs se centra hacia las aplicaciones que se le pueden dar a uno o múltiples VANTs trabajando de forma colaborativa, es decir, una vez que ya fue posible desarrollar algoritmos para la estabilización y seguimiento de trayectorias con el vehículo, se busca aprovechar sus ventajas para resolver un problema que antes no era posible de resolver con otro tipo de vehículos o bien se tenían limitantes debido a sus características.

1.1. Motivación

México es uno de los países en los que ocurren diariamente una gran cantidad de sismos, los cuales van desde micro sismos prácticamente imperceptibles, hasta sismos de gran magnitud que han causado daños humanos y materiales de grandes proporciones en las últimas décadas. En los años 2017 y 2022 se presentaron los últimos fenómenos telúricos de mayores consecuencias después del gran sismo de septiembre de 1985 (ver Figura 1.1). A pesar de que actualmente se cuenta con sistemas de monitoreo y alerta sísmica, las características que originaron el sismo del 19 de septiembre de 2017 ocasionaron que no se activara a tiempo la alerta sísmica en el centro del país, debido a la cercanía del epicentro. Esta situación ocasionó que las consecuencias fuesen mayores y que las labores de búsqueda y rescate se intensificaran durante varios días, generando diversos tipos de problemas para poder localizar

y rescatar a las víctimas con vida.



Figura 1.1: Edificio colapsado durante el sismo del 2017 en la Ciudad de México¹

Una de las principales problemáticas a las que se enfrentan los rescatistas en una situación de colapso de edificios ocasionado por desastres naturales tales como los terremotos, es el poder acceder al interior del inmueble debido a la posibilidad de causar un daño mayor a las víctimas derivado de la remoción y movimiento de escombros. De igual forma, la planeación y logística para el rescate de personas se ve afectada por las dimensiones del edificio colapsado, así como por las características geográficas de su ubicación.

1.2. Planteamiento del problema

Una de las principales acciones que se llevan a cabo de forma inmediata después de que ocurre un sismo a gran escala que daña o hace colapsar un edificio consiste en determinar si alguna persona quedó atrapada, para lo cual, es necesario una evaluación rápida de la zona devastada.

En los últimos años, una forma para realizar la inspección de un edificio colapsado ha sido mediante la utilización de vehículos aéreos con cámaras y sensores que permiten analizar la escena sin causar mayores afectaciones. Debido a su versatilidad y capacidad de movilidad en el espacio aéreo, los VANTs multirrotores permiten analizar el área sin correr el riesgo de causar daños colaterales, tales como los que podrían ser causados cuando una persona ingresa al área con el riesgo de mover algún escombros ocasionando una reacción en cadena o mediante la utilización de vehículos tripulados como los helicópteros debido a la incidencia del viento generado por sus rotores sobre los escombros.

¹Imagen tomada del sitio web de noticias BBC <https://www.bbc.com/mundo/noticias-america-latina-41481250>

De igual forma, la cantidad de imágenes o vídeo tomadas por un solo VANT está limitado por su tiempo de autonomía, así como por su capacidad de carga. Además de la incorporación de una cámara convencional para la generación de mapas visuales del lugar, es posible utilizar otro tipo de sensores, tales como sensores térmicos enfocados en la búsqueda de personas. Sin embargo, estos dispositivos adicionales añadirían peso a los vehículos aéreos comerciales utilizados, los cuales tienen una carga útil limitada debido a sus características de diseño como drones de consumo.

Aunado a lo anterior, una de las principales desventajas de los VANTs multirrotores es su tiempo de autonomía, el cual, para drones comerciales va desde los 20 hasta los 30 minutos debido a que su fuente de energía es a base de baterías de polímero de litio (LiPo), las cuales actualmente representan una de las mejores opciones para estos vehículos. Debido a su relación peso/tamaño, así como a su gran capacidad de descarga, las baterías LiPo son capaces de proveer la energía necesaria para el correcto funcionamiento de estos vehículos.

Para solucionar la problemática de los tiempos reducidos de autonomía, se han propuesto diversas estrategias que van desde la utilización de estaciones de carga de baterías de forma automática, el rediseño de la estructura del vehículo y el uso de materiales compuestos para la fabricación de sus componentes para poder aligerar su peso, hasta poder utilizar otro tipo de fuente energía como las celdas de combustible o más aún, utilizar equipos de múltiples vehículos con tareas independientes. Sin embargo, por un lado, realizando un balance entre costos, eficiencia y medios de comercialización, las baterías de polímero de litio siguen siendo la mejor opción para los VANTs comerciales, mientras que por otro lado, la complejidad de poder volar de forma coordinada múltiples vehículos en una misma zona debido a problemas de interferencia en la comunicación limita el que este tipo de soluciones puedan ser aprovechadas al máximo en distintos tipos de aplicaciones tales como la búsqueda y rescate de personas en situaciones de desastres naturales.

1.3. Planteamiento de la solución

Una alternativa utilizada para resolver la problemática de energía de los vehículos aéreos multirrotores, es alimentar directamente a la aeronave a través de un cable conectado a una fuente de energía en tierra, es decir, una estación de energía conectada a una toma de corriente o a un generador eléctrico. Esta estrategia le brinda a los vehículos la posibilidad de poderse

mantener en vuelo teóricamente de forma infinita, dado que mientras se tenga una fuente de alimentación confiable e ininterrumpida, ésta le puede proveer energía a los vehículos en todo momento. Una ventaja adicional es que esta alternativa también permite aumentar la carga útil del vehículo derivado de que se reduce el tamaño de la batería LiPo necesaria.

Sin embargo, esta configuración cambia la operabilidad de los VANTs debido a que derivado del uso del cable se tienen restricciones de vuelo, por lo que se tienen que contemplar estrategias para evitar que el cable choque con objetos entre la estación de tierra y los vehículos. De igual forma, la dinámica de los vehículos cambia dado que se le agrega una fuerza adicional debida al cable.

En este trabajo de tesis se plantea el desarrollo de un sistema de alimentación de energía para un equipo de vehículos aéreos multirrotor que permita poder realizar de forma ininterrumpida misiones de inspección, evaluación y búsqueda de personas en zonas de desastres naturales utilizando un medio cableado tanto para la transmisión de energía como para el establecimiento de la comunicación entre los vehículos y el envío de datos y vídeo a la estación en tierra. La Figura 1.2 muestra la idea general del planteamiento de la solución propuesta.

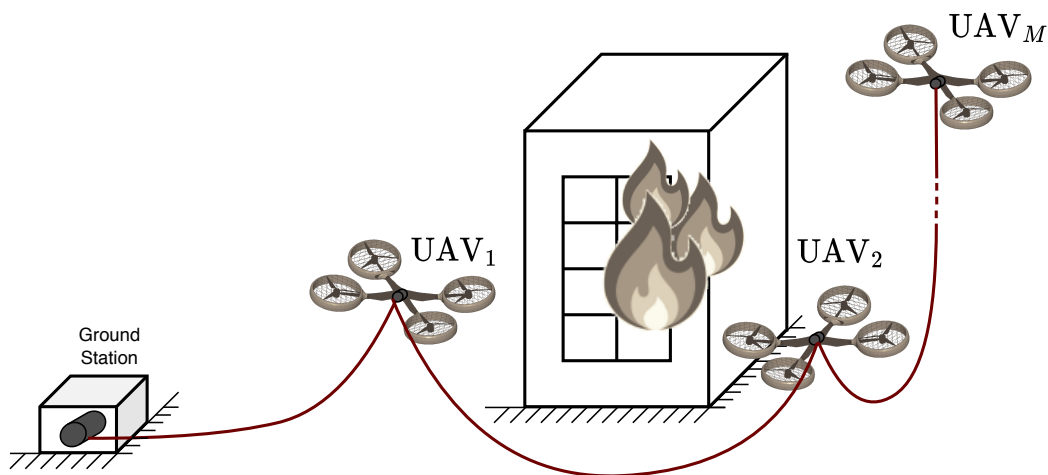


Figura 1.2: Diagrama general de la solución propuesta.

Al contar con la capacidad de poder dar respuesta inmediata con el sistema de VANTs utilizando un sistema de energía a base de cable, se busca disminuir el tiempo que toma a los especialistas realizar acciones como mover escombros, utilizar maquinaria o evacuar a los rescatistas debido a la posibilidad de sufrir un riesgo mayor, dependiendo del análisis realizado a la información recabada por el sistema de múltiples vehículos aéreos.

1.4. Hipótesis

- Es posible diseñar un sistema de alimentación por cable para vehículos multirrotores que les permita operar de manera ininterrumpida, además de un mecanismo para retraer o liberar el cable de forma automática. Este sistema también debe ser capaz de transmitir datos de forma segura y rápida entre los diferentes dispositivos que interconecte.
- Es posible diseñar un sistema de generación de referencias óptimas que permita llevar a múltiples vehículos aéreos no tripulados a un objetivo, satisfaciendo restricciones dentro la misión, como obstáculos y colisiones entre los vehículos.

1.5. Justificación

Debido a la cantidad de fenómenos naturales que suceden en México cada año, resulta imprescindible la realización de investigación y el desarrollo de tecnología que permita contar con la capacidad de poder responder en situaciones de desastres naturales.

Por su lado, la utilización de sistemas de energía alternativos tales como sistemas de alimentación por cable para vehículos multirrotores de tamaño pequeño permite dar una mejor respuesta ante un escenario donde ha ocurrido un desastre natural, dado que su tiempo de autonomía *ilimitado* permite realizar un análisis por medio de sus sensores sin el inconveniente de volver a la estación terrestre a cambiarle su batería. Además, con el sistema de cable también se evitan problemas de interferencia y robo de datos en las comunicaciones, por lo que se pueden mandar datos y vídeo de forma segura, permitiendo poder analizarlos en tiempo real.

1.6. Objetivo general

Diseñar un sistema de generación de referencias que permita realizar la navegación autónoma de múltiples vehículos aéreos no tripulados conectados entre sí mediante un cable de alimentación, evitando colisiones entre estos y evadiendo posibles obstáculos estáticos.

1.7. Objetivos particulares

- Diseñar y construir un sistema de alimentación para un VANT que opere al menos a 30 m de distancia por medio de un análisis eléctrico de la potencia del sistema.
- Contar con la capacidad de transmitir datos de forma segura entre un VANT y la estación terrestre, analizando las diferentes tecnologías que existen.
- Desarrollar un sistema automatizado que permita que el cabrestante siempre se mantenga a una tensión constante, utilizando un motor controlado por la estación terrestre.
- Caracterizar como el peso del cable afecta la dinámica de cada vehículo, realizando un análisis estático de la forma de curva del cable para después compensarla con un algoritmo de control.
- Desarrollar los algoritmos que permitan la colaboración de múltiples vehículos en misiones de formación, utilizando algoritmos de optimización con restricciones.

1.8. Artículos desarrollados

Derivado del trabajo desarrollado en el presente trabajo de tesis se obtuvieron las siguientes publicaciones:

- **G. Valerio**, E. S. Espinoza, and R. Lozano, “Control and cable deployment of a tethered pvtol aircraft,” in 2021 18th International Conference on Electrical Engineering, Computing Science and Automatic Control (CCE), pp. 1–6, IEEE, 2021.
- **G. Valerio**, E. S. Espinoza, and R. Lozano, Reference Generator for a System of Multiple Tethered Unmanned Aerial Vehicles”, Drones, MDPI, Vol. 6 No. 12, 2022.

1.9. Organización de la tesis

Los siguientes capítulos del trabajo de tesis están organizados como a continuación se describe. En el Capítulo 2 se hace la investigación del estado del arte en cuanto a vehículos aéreos cautivos tanto científicamente como comercialmente. En el Capítulo 3 se presenta el desarrollo del sistema de alimentación para un vehículo multirroto, tanto para CD como

CA, así como la transmisión de datos utilizando el cable de alimentación. En el Capítulo 4 se hace un análisis de la curva catenaria en el plano y cómo ésta afecta la dinámica del vehículo, se propone una estrategia de liberación y retracción del cable que reduzca la tensión sobre el vehículo, además, se propone una ley de control que compensa esta perturbación. Finalmente, en el Capítulo 5 se desarrolla el generador de referencias para varios vehículos multirrotores atados entre sí, donde primeramente se realiza una simulación y posteriormente se implementa físicamente utilizando dos vehículos.

Estado del arte

El estado del arte relacionado con el desarrollo de sistemas autónomos se divide en dos partes; una a lo que se refiere la parte científica, es decir, artículos donde se resuelven ciertos problemas vistos desde un enfoque matemático. La segunda parte va encaminada al desarrollo comercial tecnológico; plataformas comerciales desarrolladas para ciertas aplicaciones.

2.1. Desarrollo científico

En una etapa inicial, los investigadores se centraron en desarrollar algoritmos para el modelado y control de diferentes tipos de VANTs; de ala rotativa y de ala fija [1]. Después, en la última década, estos vehículos se comenzaron a utilizar en diversas aplicaciones, tales como vigilancia [2], transportación [3] (véase Figura 2.1), misiones de búsqueda y rescate [4, 5, 6, 7].

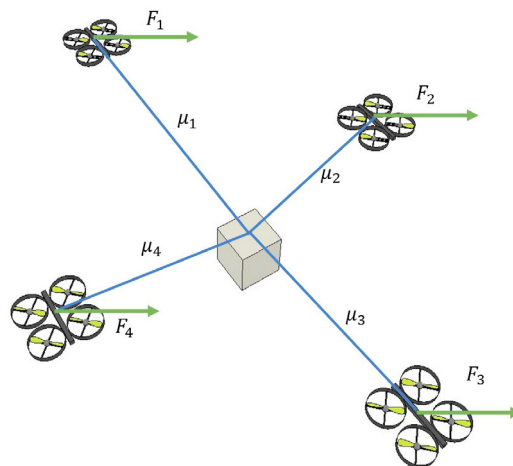


Figura 2.1: Transportación cooperativa por un grupo de VANTs.

Hoy en día, los VANTs pueden ser clasificados en tres tipos de configuraciones [8]: ala rotativa, ala fija, e híbridos. Los multi-rotores son un tipo de vehículo de ala rotativa que se utilizan principalmente en tareas que exploten su capacidad de vuelo *hover*. La principal desventaja de este tipo de vehículos es su duración en tiempo de vuelo, debido a la alta corriente eléctrica demandada por sus motores.

Basándose en el tipo de aplicación y la configuración del vehículo, existen diversas alternativas para extender el tiempo de vuelo al elegir el tipo de alimentación, diversas configuraciones han sido exitosamente implementadas, en [9] se describe cada una de estas con sus ventajas y desventajas. Una solución particular para incrementar la duración de los vehículos de ala rotativa es la llamada *alimentación por cable*. Este tipo de configuración consiste en alimentar al vehículo y/o vehículos a través de un cable que va atado desde una estación terrestre, la cual provee de energía ilimitada. En [10] se presenta un método para estabilizar la posición y orientación de un vehículo atado con un cable tenso, utilizando solo los sensores inerciales y medidas indirectas de la fuerza del cable, la Figura 2.2 muestra el vehículo cautivo utilizado. En [11] se realizó un análisis y diseño de control para el cabrestante, donde se propuso un control proporcional integral para mantener una cierta tensión. En [12], se diseñó un controlador para regular la velocidad de liberación/retracción de un cable que ata un VANT que genera energía.



Figura 2.2: VANT atado y operado por una persona.

Un análisis del consumo de energía es uno de los principales aspectos que deben ser considerados al utilizar una estación terrestre, en [13, 14] diseña la configuración de la etapa de potencia para estaciones terrestres en multirrotores. En [15], se modelan los dispositivos eléctricos (motores y controladores de motor), además del calibre del cable a utilizar. En [16, 17], se hace un análisis de la topología de la etapa de potencia en la estación terrestre de un VANT alimentado por cable y una comparación entre un vehículo alimentado por una batería a uno alimentado por cable, respectivamente, la Figura 2.3 muestra el *setup* del experimento. En aplicaciones donde se requiere un alto consumo de energía (decenas de kilovatios), el cable que transmite la energía es considerablemente pesado, en se realiza una modelado de la dinámica del cable tomando en cuenta características viscoelásticas y se analiza su peso, rigidez, longitud y como estas afectan la dinámica del vehículo. En [18], se desarrolla un dispositivo para la transmisión de energía a través de un cable, y se demuestra su funcionamiento para una altura de 20 minutos durante 30 minutos, transmitiendo una potencia de 180 vatios. Asimismo, existen diversos software que auxilian la interfaz entre el sistema y el usuario, en [19], se diseña una interfaz para un VANT alimentado a una estación terrestre.



Figura 2.3: Vista de los componentes para la transmisión de energía de un VANT cautivo.

Antes de analizar el cable aplicado a pequeños multirrotores, el sistema del cable/atadura, *tether*, es una línea de investigación en otras áreas tecnológicas, por ejemplo, la aeroespacial, en los sistemas de satélites atados por un cable entre estos, donde se investigan tópicos como el control de liberación, el modelo, la estabilidad, el caos, el retardo, dinámica de la longitud de cable, [20, 21]. Otra área de investigación, es la de los vehículos aéreos tipo cometas, como naves aerostáticas, en esta área se realizan análisis cuando el cable que las une a alguna

estación terrestre tiene una longitud constante o variante [22], o análisis de un retardo en la entrada entre el actuador y el vehículo [23].

En el campo de los VANTs, el cable ya había sido investigado para realizar aterrizajes autónomos a helicópteros, dado que el vuelo *hover* de estas aeronaves no es tan preciso como el de un multirrotor, en [24] se utiliza un modelo no lineal detallado para analizar y diseñar controladores para aterrizar un helicóptero sobre un barco, en la Figura 2.4 se muestra un bosquejo del problema. Para la misma problemática, en [25] se propone una estrategia para el aterrizaje autónomo de un vehículo utilizando un cabrestante actuado que mantiene una tensión constante mientras el cable es rebobinado.

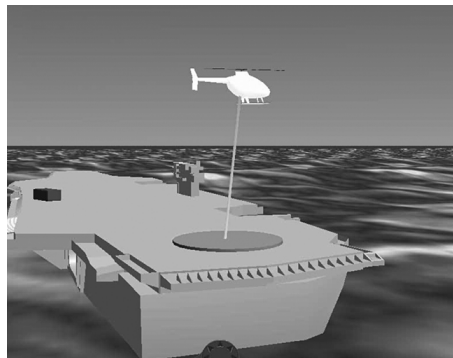


Figura 2.4: Helicóptero atado con cable aterrizando en una plataforma.

En [26] se diseña una ley de control estabilizadora para un vehículo aéreo que está conectado físicamente a una estación de tierra por medio de un cable, véase Figura 2.5. El objetivo de control es guiar la aeronave a una referencia deseada manteniendo rígido tenso el cable en todo tiempo. Esto lleva a un problema de control no lineal sujeto a restricciones. En [27], un problema similar es abordado proponiendo un nuevo modelo matemático que incluye las deformaciones del cable lo cual permite construir un control geométrico para estabilizar asintóticamente la dinámica del sistema completo.

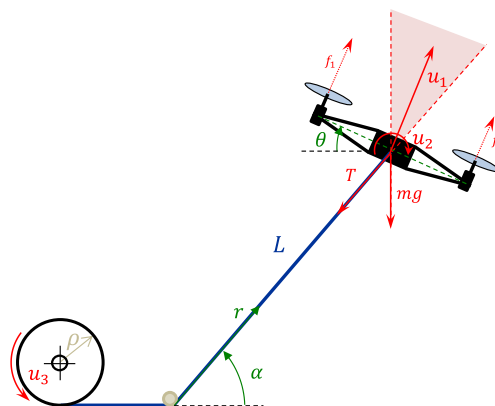


Figura 2.5: Modelo planar de un VANT atado con un cable tenso.

Por otro lado, también se han estudiado configuraciones poco convencionales en los VANTs, como por ejemplo, en [28] se analizó el modelo matemático y el control de un VANT atado con rotor inclinable tomando en cuenta el modelo del viento. También se ha estudiado cuando el punto de apoyo de la atadura del cable es móvil, en [29], se propuso una ley de control por realimentación utilizando lógica difusa para seguir el movimiento del punto de apoyo. En [30], se considera un equipo compuesto de un robot aéreo y un robot terrestre unidos a través de un cable de energía para realizar misiones de inspección, el *setup* experimental se muestra en la Figura 2.6. En [31], se diseñó una política de control cooperativa para un grupo de vehículos compuesto por dos terrestres y uno aéreo, donde los terrestres interactúan con el aéreo transmitiendo una fuerza de tensión a través de un cable que los une, lo cual ayuda a contrarrestar perturbaciones externas como el viento.

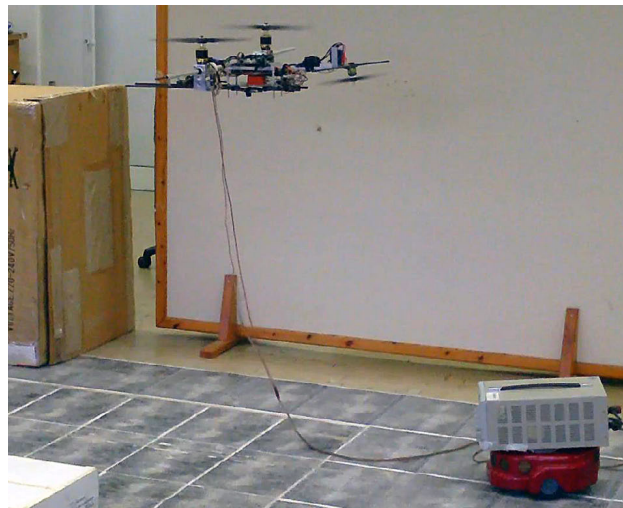


Figura 2.6: Equipo de un robot aéreo y uno terrestre atados por un cable de alimentación.

Una desventaja al mantener el cable de alimentación tenso es la tensión de tracción generada la cual afecta directamente a la carga útil del vehículo, disminuyéndola considerablemente. Una solución para evitar esta tensión es dejando el cable con una longitud extra, haciendo que cuelgue libremente. Los autores en [32, 33] consideraron esta longitud extra y además tomaron en cuenta el peso del cable, analizando como éste afecta la dinámica de un vehículo multi-rotor, la Figura 2.7 se muestra una aplicación al considerar el cable holgado. En [34], se realizan técnicas de *visual servoing* para controlar la forma del cable que ata a un par de robots móviles, basándose en la forma de la catenaria. En [35], también se realiza un control de la forma del cable para aplicaciones de VANTs cautivos, a través de un actuador y basándose en un modelo discreto dinámico del cable.



Figura 2.7: VANT atado con un cable a un vehículo marítimo.

Al tener el cable holgado también puede perturbar al vehículo debido a las vibraciones causadas por el movimiento del cable. En [36], este comportamiento se analizó numéricamente, considerando la dinámica del cable modelado como una ecuación de onda. Adicionalmente, los autores en [37] analizaron y compensaron un comportamiento similar causado por el cable donde su dinámica es inducida por la fuerza de un fluido a través del cable. En [38], se desarrolló y analizó un modelo matemático de un VANT cautivo que está sujeto a perturbaciones del viento, las cuales afectan directamente tanto al vehículo como al cable.

Un multi-rotor atado y alimentado con un cable a una estación terrestre además de incrementar la duración de vuelo, tiene aplicaciones como: comunicaciones [39, 40, 41] (véase la Figura 2.9), auto-localizaciones [42, 43, 44, 45, 46], mapeo bajo el agua [47], mejorar la estabilización en modo *hover* [48], búsqueda de derrames de petróleo en el mar [49] (véase Figura 2.8), misiones en plantas nucleares [50], agricultura [51], base aérea para aeronaves [39], imágenes de tinta punteada [52], mediciones de grietas en puentes [53], entre otras más.

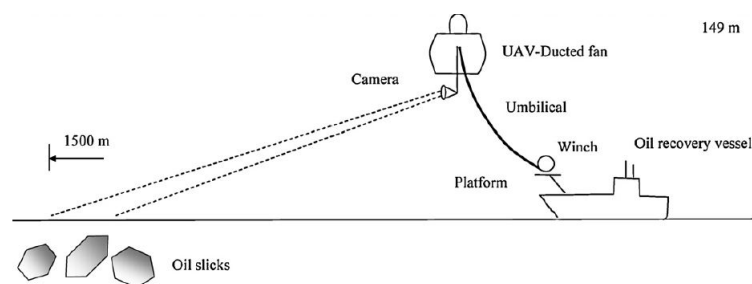


Figura 2.8: Idea conceptual de sistema para la detección de derrame de petróleo.

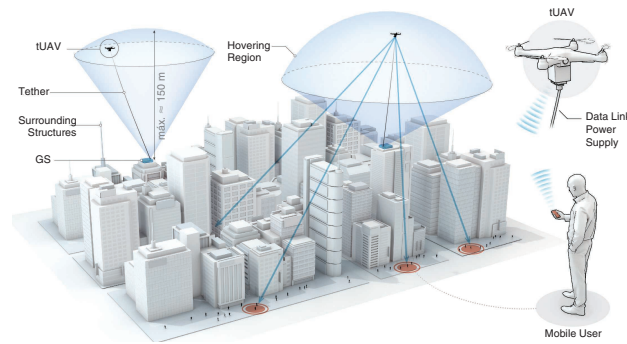


Figura 2.9: Aplicaciones 6G de vehículos cautivos.

A pesar de larga duración de tiempo de vuelo, un vehículo atado a una estación terrestre está limitado a cubrir un área definida por la longitud máxima del cable, en [54] se estudia la configuración espacial alcanzable para la planeación de movimiento de un vehículo cautivo. Además, en un escenario donde se tiene algún obstáculo para la trayectoria trazada, el vehículo pudiera eludir el obstáculo, pero el cable muy probablemente se tendría que doblar en alguna esquina del obstáculo para lograrlo, dañándolo y causando una desconexión. Una posible solución para este problema es incrementar el número de vehículos haciendo un equipo de VANTs atados entre estos, en [55, 56, 57] presentan soluciones para la navegación de vehículos terrestres atados entre estos y/o a una estación terrestre.

La investigación en el campo de los múltiples VANTs cautivos aún es joven y se tratan diferentes retos a resolver; modelado, configuración de los vehículos, planeación de rutas, seguimiento de trayectorias, etc. En [58], los autores desarrollaron un modelo matemático y un control geométrico para la dinámica de varios VANTs cautivos y considerando al cable de alimentación que los une como un enlace tenso sin masa, en la Figura 2.10 se muestra el bosquejo del sistema.

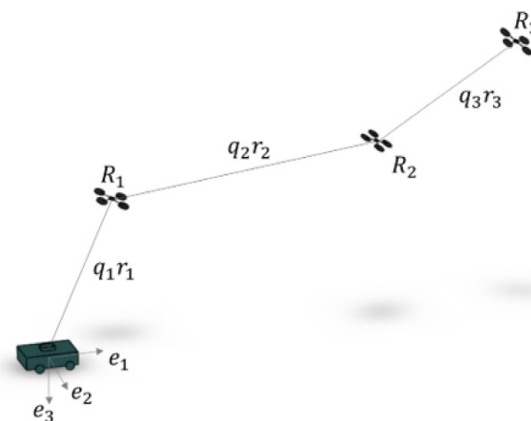


Figura 2.10: Ilustración de una cadena de tres VANTs atados entre sí.

Cuando se considera que el cable en una configuración de múltiples VANTs cautivos cuelga libremente, es necesario evitar que los cables que conectan a los vehículos no toquen el suelo, los autores en [59], resolvieron este problema al hacer evaluaciones continuas de la forma del cable para un equipo de múltiples vehículos terrestres. Por otro lado, dado que la función principal del cable es transmitir energía, dependiendo del tamaño y peso del vehículo, un cable considerando su masa es ahora un factor a ser considerado. En [60], los autores propusieron para cada vehículo un cabrestante actuado para controlar la longitud del cable, considerando la masa del cable concentrada en el cabrestante de cada vehículo, un bosquejo del sistema se muestra en la Figura 2.11.

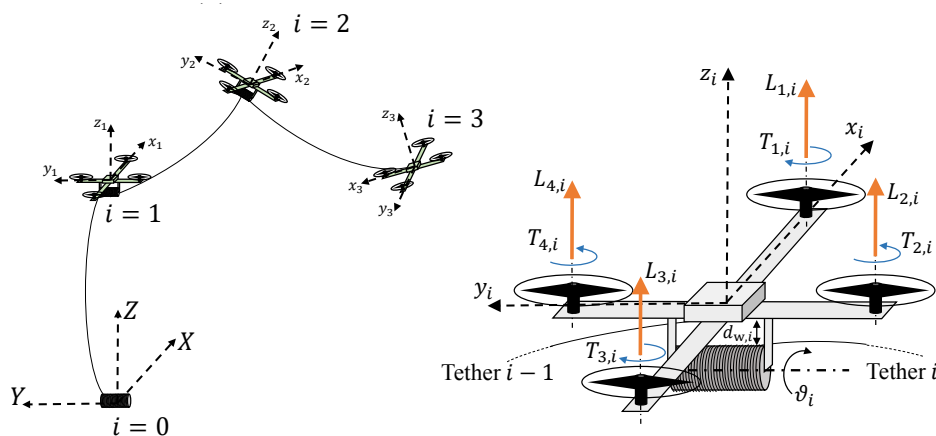


Figura 2.11: Cadena de tres VANTs atados.

En [61] se considera el problema de observación de estado y control de un sistema aéreo de dos aeronaves atadas mediante un cable y conectadas a una estación de tierra, un diagrama de cuerpo libre se muestra en la Figura 2.12. Las salidas controladas son posiciones cartesianas del último robot y fuerzas internas entre los enlaces. Se busca utilizar un mínimo de sensores para obtener todos los estados se diseñan estimadores no lineales de estado basados en técnicas de alta ganancia y observadores de Luenberger. El mismo autor, en [62] analiza la dinámica de dos vehículos atados por un cable o barra rígida y propone un control de linealización por realimentación.

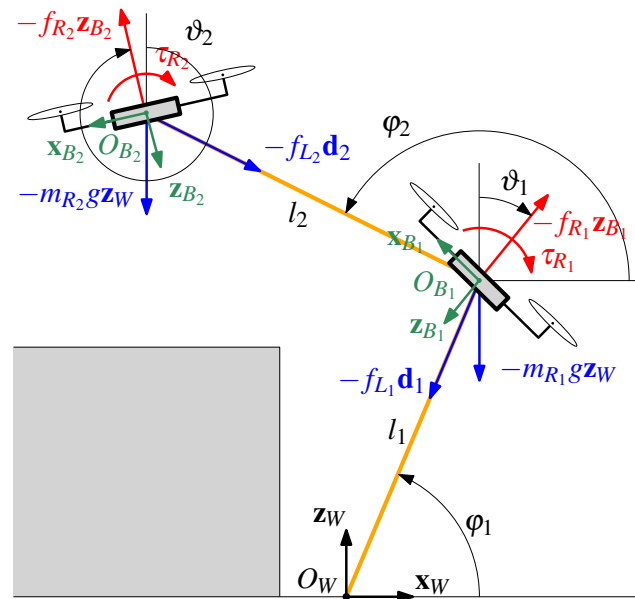


Figura 2.12: Representación del sistema y sus variables.

Tomando en cuenta un equipo de VANTs cautivos, el sistema completo puede ser considerado como solo una entidad, la cual requiere un planeador de referencias para comandar a los vehículos a cumplir una misión. Este planeador de referencias es responsable de llevar al equipo de vehículos a través de un camino libre de obstáculos hasta cumplir su misión. Dos tipos de enfoques han sido propuestos: i) el enfoque fuera de línea, en donde el camino de referencia es calculado al inicio de la misión, y ii) el enfoque en línea, donde el camino de referencia es actualizado a cada tiempo específico. En [63], la planeación de trayectorias incorporó la dinámica del vehículo y utilizó un solucionador de programación no lineal, mientras que en [59], un algoritmo de búsqueda de grafo fue utilizado para la planeación de trayectorias de un equipo de robots móviles cautivos, la Figura 2.13 muestra un bosquejo del sistema. Al trabajar con un equipo de vehículos, algunas restricciones deben ser satisfechas, en [64], se utilizó el algoritmo *Hungarian* para la planeación de trayectorias con evasión de obstáculos. Además de la evasión de obstáculos estáticos, algunos escenarios tienen obstáculos dinámicos, por lo que otro tipo de enfoques se deben utilizar. Por otro lado, para evadir los obstáculos es necesario que el vehículo cuente con diversos sensores que ayuden a la detección de estos, en [65] se realiza un control de formación de múltiples VANTs cautivos basándose en sensores LiDAR. En [66], se consideraron obstáculos dinámicos y se utilizó un método de visión en 3D para una navegación libre de colisiones. En [67], un camino óptimo fue definido para cada robot móvil, el cual toma en cuenta la suma de todos los otros caminos calculados. Además, cuando se trata de múltiples VANTs cautivos, el cable que une a

cada robot también es una restricción ya que por su peso induce un desplazamiento lineal no deseado.

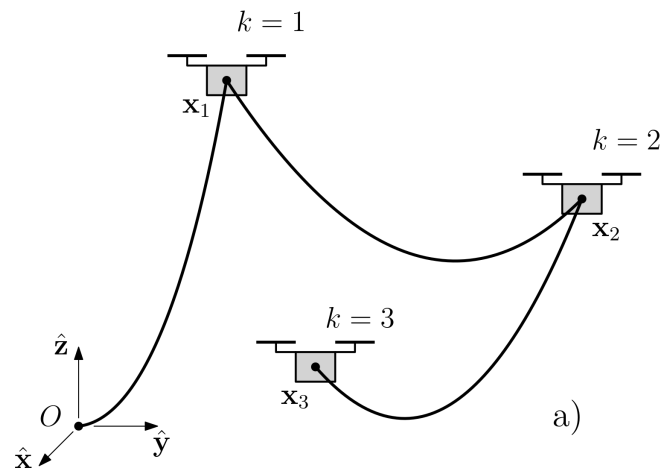


Figura 2.13: Vista de un sistema en 3D basado en múltiples VANTs cautivos.

El control por modelo predictivo (MPC) es un algoritmo muy común entre la literatura de VANTs cautivos que trata con restricciones de una forma muy eficiente. El MPC resuelve un problema de control óptimo de horizonte finito. Algunas de sus aplicaciones están en [68, 69], para VANTs sin cable, en [70, 71, 72], para VANTs atados, y en [58, 60], para múltiples VANTs. La Figura 2.14 se muestra el problema de aterrizaje. En este trabajo, se considera que la masa del cable no es despreciable y por lo tanto causa una perturbación debida a su peso. Primero se realizó un análisis bidimensional de la fuerza de la perturbación para un único vehículo, y después, se utilizó MPC para calcular las referencias necesarias en cada paso de tiempo para un equipo de VANTs.

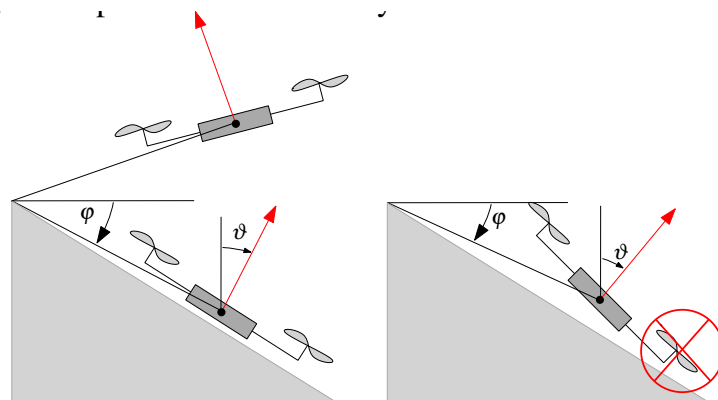


Figura 2.14: Aterrizaje correcto e incorrecto.

2.2. Desarrollo tecnológico

A la par de la investigación muchas empresas de talla internacional relacionadas con vehículos aéreos no tripulados han incorporado en sus productos estaciones terrestres para alimentar VANTs a través de un cable, o bien también muchas empresas han nacido enfocándose en este producto principalmente. Si bien en un comienzo hace una década solo existían un par de empresas, en la actualidad se podrían encontrar más de una decena de compañías con productos tipo *tether*¹, algunas de las más sobresalientes se muestran en las Figuras 2.15, [73, 74] y 2.16, [75, 76].



Figura 2.15: VANTs cautivos comerciales de Embention y Fotokite, respectivamente.



Figura 2.16: VANTs cautivos comerciales Skysapience y Elistair, respectivamente.

Cada una de estas empresas se distinguen por las características que pueden ofrecer, siendo estas:

- **Longitud del cable.** El alcance del cable el cual puede ser desde 50 metros hasta 200 metros.

¹Palabra clave para los drones alimentados con cable

- **Peso del cable.** Está en función del material conductor y su recubrimiento, así como la potencia que transmite. Donde se busca minimizar el peso con la máxima potencia transmitida.
- **Transmisión de datos.** Aprovechando la conexión eléctrica existente, se puede adicionar una señal de datos sobre esta, llegando a velocidades de transmisión de hasta 200 Mb/s. Una tecnología comúnmente utilizada es la llamada *PoE, Power over Ethernet*.
- **Automatización del cabrestante.** Que la estación terrestre sea capaz de enrollar o desenrollar el cable automáticamente manteniendo una tensión constante.
- **Potencia.** Cuánta potencia es capaz de transmitir la estación terrestre al vehículo de forma continua.
- **Redundancia.** Si ocurre algún fallo en la alimentación principal, que el vehículo sea capaz de conmutar su alimentación por una batería que le de tiempo suficiente de aterrizar.

La Tabla 2.1 muestra algunas de las principales características de los productos que ofrecen las compañías de UAVs cautivos,

Producto	NM&TS150	Sigma	Orion 2	Hovermast 150
País	España	USA/Suiza	Francia	Israel
Compañía	Embention	Fotokite	Elistair	Skysapience
Componentes	UAV y GS	UAV y GS	UAV y GS	UAV y GS
Longitud del cable	150 m	45 m	100 m	150 m
Tiempo de vuelo	Ilimitado	24 horas	50 horas	Ilimitada
Transmisión de datos por cable	Video 4k	Cámara térmica y RGB	Video 4k	Fibra óptica
Características especiales	- Detección de objetos - Plan en caso de fallas	- Navegación sin dependencia del GPS	- Paracaídas inteligente - Resistencia a vientos 35 km/h	- Navegación sin dependencia de GPS - Carga útil de 4kg

Tabla 2.1: Algunas compañías de vehículos cautivos con características.

Los precios de los sistemas comerciales varían considerablemente, comenzando desde los 100,000 pesos mexicanos. Para obtener un precio actualizado es necesario realizar una cotización por medio de su página original. Cabe mencionar que hasta la fecha de investigación no se encontró alguna empresa mexicana que venda este tipo de producto.

En el siguiente capítulo se dará una descripción del vehículo utilizado así como de la estación terrestre. Una de las funciones de la estación terrestre es la transmisión de energía por medio del cable, para esto se tienen dos opciones, la transmisión por corriente directa o la transmisión por corriente alterna. En las siguientes secciones se verán las ventajas y desventajas entre CA y CD.

Sistema de alimentación por cable para un multirroto

La plataforma a desarrollar para el vehículo cautivo está compuesta de la estación terrestre y el vehículo aéreo. Sin embargo, se busca construir una estación terrestre que se pueda adaptar a diferentes vehículos de una misma gama, es decir, del mismo consumo energético.

Para esto se debe conocer las especificaciones del vehículo y dependiendo de éstas saber si es posible utilizar la estación de tierra.

3.1. Vehículo aéreo no tripulado

El término VANT es muy general y se puede aplicar para muchos vehículos. Dentro los VANTs, se encuentran los MAV, (Micro Air Vehicle), y dentro de estos, están los multirrotores. Se les conoce como multirrotores ya que están constituidos de 3 o más rotores (motor y hélice). En esta tesis se utilizó un cuadirrotor el cual es una aeronave tipo MAV de 4 rotores en una configuración tipo "X". Además, se optó por utilizar una plataforma de código abierto, esto con el fin de tener total acceso en el *software*. Además se tiene la libertad de elegir el *hardware* del cuadirrotor; motores, controladores de velocidad, etc. De esta manera se puede ensamblar un cuadirrotor de acuerdo a las necesidades de los experimentos. Para dar una descripción más ordenada de los componentes del cuadirrotor, se pueden clasificar en tres tipos principalmente.

- **Estructura mecánica.** Fuselaje, brazo, tren de aterrizaje.
- **Sistema de control.** Autopiloto y los dispositivos conectados a éste.

- **Sistema de propulsión.** Baterías, ESCs, hélices y motores.

La Figura 3.1 muestra el VANT con el que se realizaron las pruebas.



Figura 3.1: Prototipo VANT para pruebas experimentales de potencia.

La estación terrestre depende de las características del vehículo aéreo; principalmente la potencia, la mayor parte de esta es consumida por el sistema de propulsión. A continuación se hace un análisis del sistema de propulsión.

3.1.1. Caracterización del sistema de propulsión

Con el fin obtener toda la información a priori posible, se realizó una caracterización del sistema de propulsión del VANT. El sistema de propulsión está compuesto por: el motor, la hélice, el ESC y la batería. En las Figuras 3.2 y 3.3 se muestran las especificaciones de cada uno de estos elementos.

Las condiciones climatológicas también juegan un papel importante en las pruebas. Las condiciones para estas pruebas fueron las siguientes: Lugar: Ciudad de México 14/06/2019, Elevación: 2,250 m, Presión: 1031 / 1025 hPa, Temperatura: 24° / 15°, Humedad: 87 % / 32 %.

El laboratorio cuenta con dos bancos de prueba para caracterizar los motores sin escobillas, estos bancos son de la empresa *RCbenchmark* y son *series 1585* y *series 1780* los cuales se diferencian de tener diferentes capacidades, la Figura 3.4 muestran al motor montado sobre los bancos.

Especificaciones del motor.	Especificaciones de la hélice.
KV (RPM / V): 340 Células LiPo: 4-6s Potencia máxima: 700w Amperes max: 40A Sin corriente de carga: 0.7A / 10v Resistencia interna: .130ohm Número de polos: 12P14S (14 12 polos estatores) Dimensiones (Dia.xL): 59 x 28 mm Eje del Motor: 4 mm Eje de la hélice: agujero de 12 mm Peso: 163 g Espaciamiento de agujero de perno: 19 mm * 25 mm	Material: Fibra de carbono Longitud: 15 pulgadas Paso: 5,5 pulgadas Peso: 20 g (cada uno) Diámetro del eje: 4 mm Placa de cubierta centros de orificios: 12 mm Hub Espesor: 3,0 mm Rotación: sentido horario y antihorario

Figura 3.2: Especificaciones del motor y hélice.

Especificaciones de la batería.	Especificaciones del ESC.
Amperes: 8400 mAh Capacidad de descarga: 25C Celdas: 6S 1P (22.2V) Peso: 1.13 kg	Corriente constante: 45A Voltaje de entrada: 2-6 células Lipo BEC: Ninguno (OPTO) PWM: 8 KHz Max RPM: 240,000rpm de 2 polos de motor sin escobillas PCB Tamaño: 50 mm x 30 mm Los tapones de descarga: Hombre bala 4.0mm Conector Motor Tapones: conector hembra de 4,0 mm de bala Peso: 63g

Figura 3.3: Especificaciones del ESC y la batería.

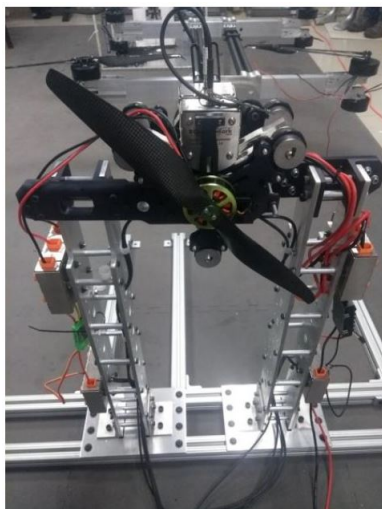


Figura 3.4: Motor montado en los bancos de pruebas 1800 y 1585.

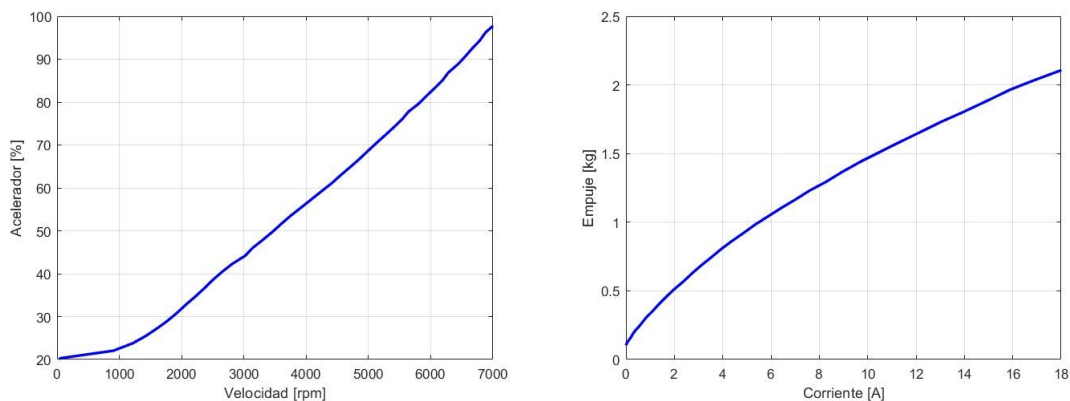


Figura 3.5: Gráficas obtenidas con el banco series 1585.

Las Figuras 3.5 y 3.6 muestran los resultados obtenidos en velocidad contra acelerador y corriente eléctrica contra empuje, en los bancos de pruebas 1585 y 1800, respectivamente.

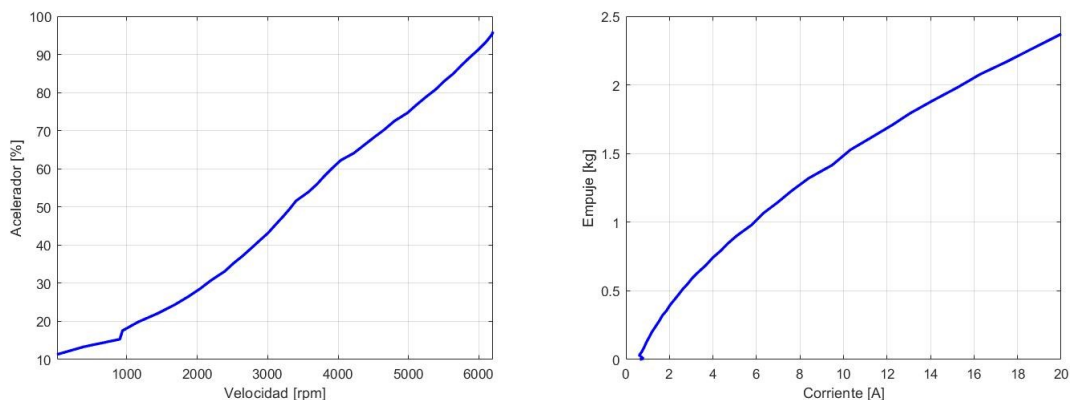


Figura 3.6: Gráficas obtenidas con el banco series 1800.

Las curvas de empuje contra corriente en ambas pruebas es similar verificando los resultados. La curvas del acelerador contra la velocidad tiene una tendencia lineal, pero, las velocidades son diferentes, esto se debe a que el banco de pruebas series 1780 lee directamente la velocidad mediante un sensor y con el series 1585 la velocidad es estimada a partir de las mediciones de la tensión de una fase del motor. Con las pruebas realizadas se construyó la Figura 3.7.

Voltaje	Rango de throttle	Ampers	Potencia		Salida thrust			Velocidad	Eficiencia	
[V]	[%]	[A]	[W]	[hp]	[g]	[N]	[lb]	[rev/min]	[g/w]	[lb/hp]
24.97	25.00	1.07	26.72	0.04	163	1.60	0.36	1870	6.10	10.02
24.94	37.50	2.03	50.63	0.07	397	3.89	0.87	2774	7.84	12.88
24.9	50.00	3.25	80.93	0.11	625	6.13	1.38	3403	7.72	12.69
24.82	62.50	5.77	143.21	0.19	979	9.59	2.16	4223	6.84	11.23
24.66	75.00	10.31	254.24	0.34	1527	14.96	3.36	5118	6.01	9.87
24.45	87.50	16.27	397.80	0.53	2077	20.35	4.58	5863	5.22	8.58
24.28	100.00	20.54	498.71	0.67	2455	24.06	5.41	6235	4.92	8.09

Figura 3.7: Características eléctricas y mecánicas del motor al variar el porcentaje del acelerador.

La potencia que proveen los motores en MTOW (maximum take off weight) da un total de entre 4-6 kg a un 55 % aproximado de su potencia. Aún no se tiene el MTOW del vehículo, hasta el momento, tiene un peso aproximado de 2.5 kg tomando en cuenta la fuente de energía, falta agregarle la batería de backup y también la carga.

3.2. Estación terrestre

La estación terrestre está compuesta por una etapa de potencia, y un cabrestante o carrete automatizado. La transmisión de la potencia se puede realizar ya sea enviando corriente alterna o directa, en la siguientes subsecciones se detalla cada una de estas opciones. La función que debe cumplir el cabrestante es enrollar o desenrollar el cable de alimentación mientras se mantiene una pequeña tensión para evitar que el cable quede holgado. Si el cable está holgado agregará una dinámica no deseable al vehículo, además de correr el riesgo que cuando descienda el VANT se pueda enredar con el cable. En cambio, si el cable está tenso podría contribuir en la estabilización dado que la fuerza de tensión se encuentra actuando en el centro de masa del vehículo. Ya sea que utilice CA o CD la idea es la misma, aumentar la tensión eléctrica para aumentar el calibre del conductor en el cable de transmisión y así tener diámetro menor, lo cual resultará en menor peso para vehículo. La carga útil es de las características más importantes del VANT.

3.2.1. Automatización del cabrestante

Para lograr que el cable esté tenso mientras esté operando el vehículo, se necesita un sistema de control. Este sistema de control está compuesto principalmente por:

- **Controlador.** Microcontrolador o microcomputador que ejecute el algoritmo de con-

trol.

- **Medición.** Como se quiere controlar la tensión, se utilizará un sensor de fuerza. Un arreglo de tres celdas medirá la tensión en los tres ejes, obteniendo así una fuerza resultante.
- **Actuador.** Un motor a pasos se encargará de bobinar o rebobinar el cable de alimentación de acuerdo si es necesaria más tensión.

La Figura 3.8 muestra como la conexión de los elementos que forman el sistema de control.

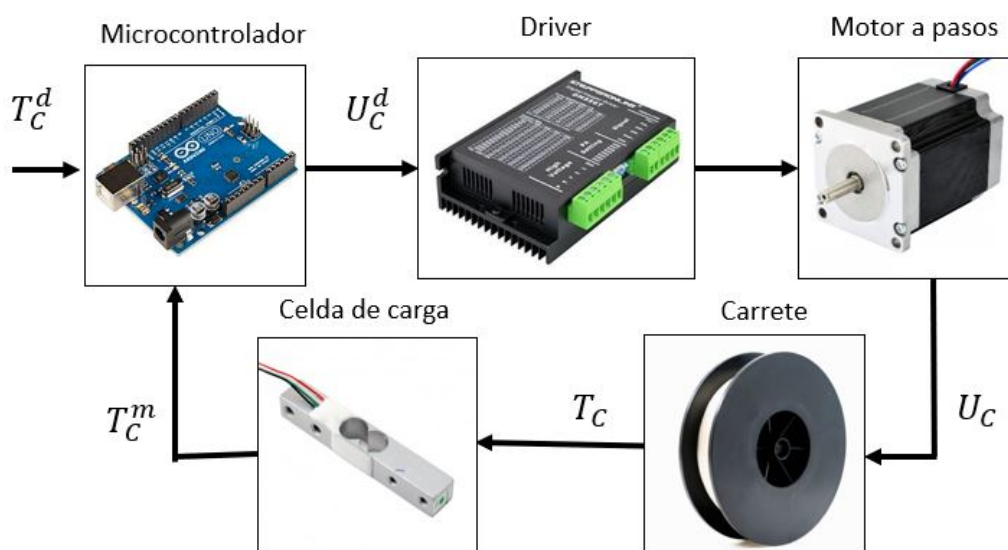


Figura 3.8: Diagrama a bloques del sistema de control para la automatización del cabrestante.

Además del sistema de control se necesita diseñar una estructura que va a sostener al carrete y los elementos que van a acoplar el carrete con el motor y los sensores.

Diseño de la estructura del cabrestante. Por medio de *Solid Works* se realizó un diseño como se ve en la Figura 3.9, donde se diseñó la pieza que va a acoplar el carrete con una flecha y la flecha tendrá un polea dentada para poder acoplar el motor a pasos, ambas poleas están acopladas por una banda elástica. No se realizó ninguna reducción dado que el motor a pasos no es de alta velocidad.

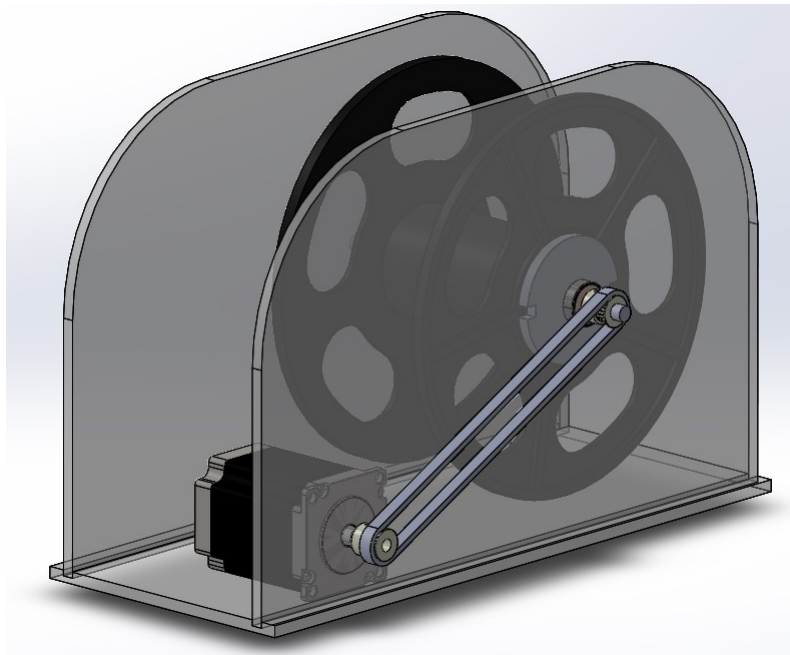


Figura 3.9: Diseño conceptual en CAD del cabrestante automático.

Para que funcione automáticamente la estación, aparte de los elementos principales, como el motor y el carrete con el cable, se necesitan otros elementos muy importantes, como por ejemplo el anillo deslizante. Tiene la función de no enredar el cable mientras está bobinando o desbobinando, recordando que la toma de alimentación está fija y el carrete gira. La Figura 3.10 muestra el anillo deslizante utilizado.



Figura 3.10: Anillo deslizante para la transmisión de potencia.

Para la selección del anillo se consideró la potencia que debe transmitir, así como la velocidad a la que estará trabajando. Siendo sus características principales de: *250 rpm*, *10A*, *220V* y *2 canales*.

Medición de la tensión. Para tener el cable de alimentación tenso durante el vuelo se necesita aplicar un control en tensión. Para aplicar el control en tensión se requieren mediciones de

la tensión, una solución es usar celdas de carga, que en realidad son galgas extensiométricas, las cuales cuando se deforman por tensión o compresión cambia su resistencia, a través de un puente de *wheatstone* es posible obtener un voltaje analógico proporcional a la tensión aplicada a la carga. Para que las señales eléctricas obtenidas del transductor sean leídas correctamente por el microcontrolador Arduino, se utiliza un módulo convertidor analógico-digital HX711, tiene un conversor de 24 bits de resolución. En la Figura 3.11 se muestra una celda de carga conectada a un Arduino Uno a través de su circuito integrado.

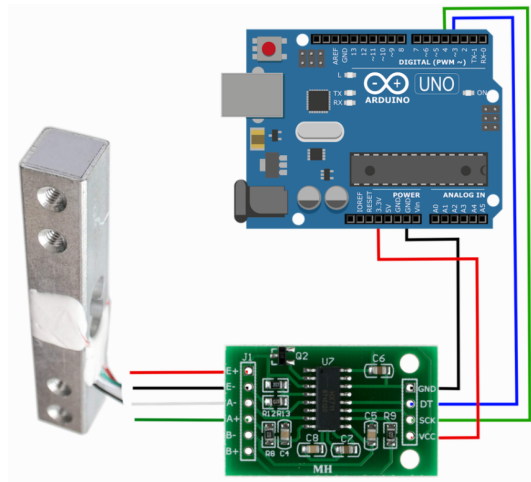


Figura 3.11: Configuración de la celda de carga conectada a un Arduino Uno.

Dado que la fuerza de tensión afecta en los 3 ejes, se realizó un diseño que permita medir de forma precisa la magnitud y ángulo de la tensión. La Figura 3.12 muestra el ensamble de las tres celdas de carga, en *Solid Works* e implementado, respectivamente.

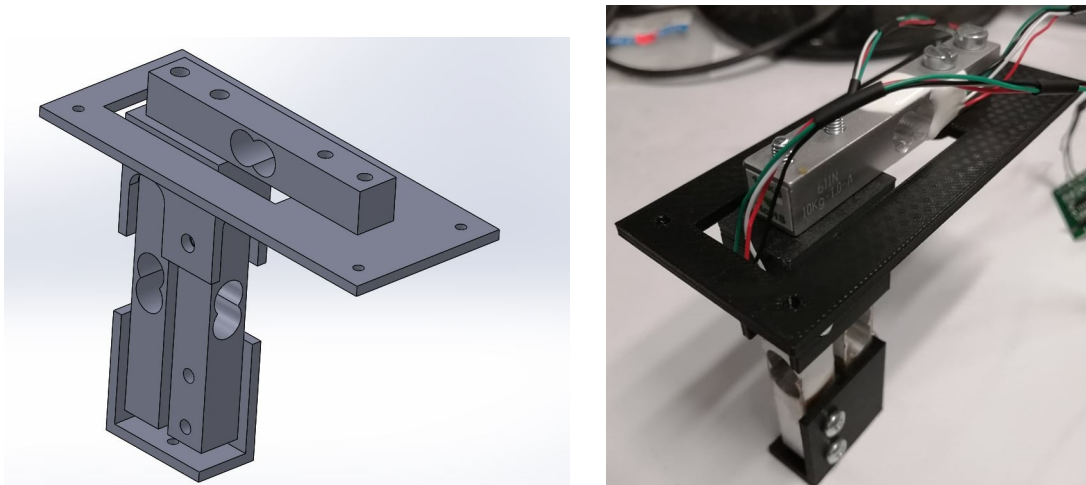


Figura 3.12: Diseño conceptual del subsistema de medición de la fuerza de tensión en los tres ejes XYZ.

Este subsistema de medición servirá para validar los datos obtenidos a través de la estimación de la tensión utilizando las ecuaciones de la catenaria. Una vez que se hayan validado, no será necesario que el vehículo cargue el subsistema.

3.2.2. Transmisión de potencia en CA

Para transmitir potencia en corriente alterna, se eleva la tensión al doble con un transformador de 700W, reduciendo así el peso del cable. En el vehículo se recibe esa corriente alterna y se convierte a corriente directa con la cuál funciona el vehículo. Para esta conversión CA-CD se utiliza una fuente de 600 W que puede recibir 110 o 220 de CA y los transforma a 24 V de corriente directa con hasta 25 A de salida. En la Figura 3.13 se muestra el transformador y la fuente de alimentación utilizados. La corriente alterna solo se elevó al doble para aprovechar que existen ya muchos transformadores comerciales elevadores al doble debido a que en América y Europa la diferente en tensión es el doble, así mismo, es más fácil encontrar una fuente con las características necesarias. La potencia del transformador es más grande que la de la fuente, porque siempre hay pérdidas en las transmisiones, además de que no es recomendable tener operando a los dispositivos al 100 % de su capacidad.



Figura 3.13: Transformador y fuente AC-DC, respectivamente.

Con estos elementos se realiza un diagrama a bloques donde se muestran únicamente las conexiones entre la estación terrestre y el vehículo aéreo mostrado en la Figura 3.14.

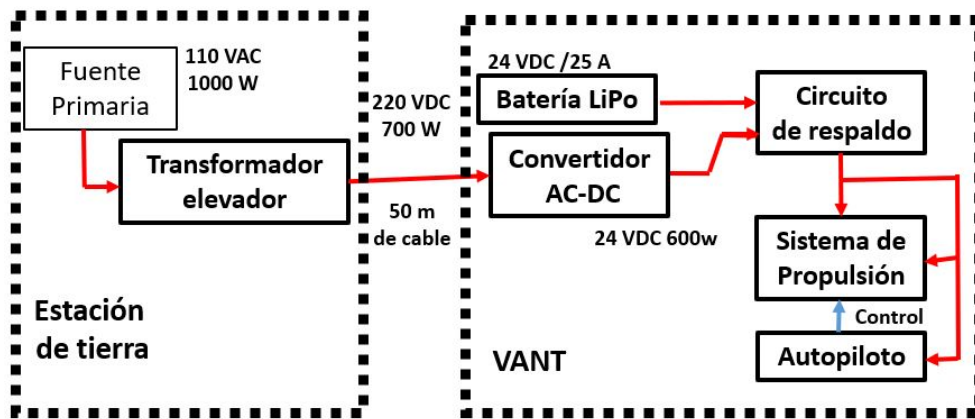


Figura 3.14: Diagrama a bloques del sistema de transmisión en CA.

Por último, se analizó que tipo de calibre es el adecuado para maximizar la carga útil del vehículo.

Calibre contra corriente. Con base a las pruebas de caracterización del sistema de propulsión, y después de unas pruebas sencillas en modo *hover*, se obtuvo que la potencia consumida por el vehículo es de 240W aproximadamente, calculando así la corriente de transmisión,

$$i_{cable} = \frac{260 W(\text{potencia de la fuente})}{220 V AC(\text{voltaje de alimentación})} = 1.18 A$$

Donde el voltaje de alimentación (220 VAC) se debe a la salida de un transformador elevador. Revisando la Figura 3.15 AWG para una corriente de transmisión de 1.18 A.

AWG gauge	Conductor Diameter Inches	Conductor Diameter mm	Conductor cross section in mm ²	Ohms per 1000 ft.	Ohms per km	Maximum amps for chassis wiring	Maximum amps for power transmission	Maximum frequency for 100% skin depth for solid conductor copper	Breaking force Soft Annealed Cu 37000 PSI
18	0.0403	1.02362	0.823	6.385	20.9428	16	2.3	17 kHz	47 lbs
19	0.0359	0.91186	0.653	8.051	26.40728	14	1.8	21 kHz	37 lbs
20	0.032	0.8128	0.519	10.15	33.292	11	1.5	27 kHz	29 lbs
21	0.0285	0.7239	0.412	12.8	41.984	9	1.2	33 kHz	23 lbs
22	0.0253	0.64516	0.327	16.14	52.9392	7	0.92	42 kHz	18 lbs
23	0.0226	0.57404	0.259	20.36	66.7808	4.7	0.729	53 kHz	14.5 lbs
24	0.0201	0.51054	0.205	25.67	84.1976	3.5	0.577	68 kHz	11.5 lbs

Figura 3.15: Parámetros para determinar el calibre AWG necesitado.

El calibre adecuado sería el 21 con una corriente de transmisión de 1.2 A, sin embargo, la tabla es algo conservadora, de acuerdo con resultados experimentales, se ha confirmado que se puede transmitir un poco de más corriente, a regla de dedo gordo, la corriente de transmisión que se puede usar sin problemas está dada entre la corriente máxima de transmisión y la corriente de *chassis*. Se adquirió un cable de 50 metros calibre 22, de acuerdo con la tabla la corriente de transmisión es de 0.92 A, sin embargo, las características dadas por el fabricante son hasta 2.5 A, siendo estos más que suficientes.

Prueba de vuelo. Se realizó una puesta a punto de acuerdo con el diagrama de la figura 3.14, en la cual se realizó un vuelo de 40 minutos a una altura de 6 metros, monitoreando las variables de potencia principalmente; corriente eléctrica, tensión eléctrica y potencia, para así obtener los gráficos de la Figura 3.16,

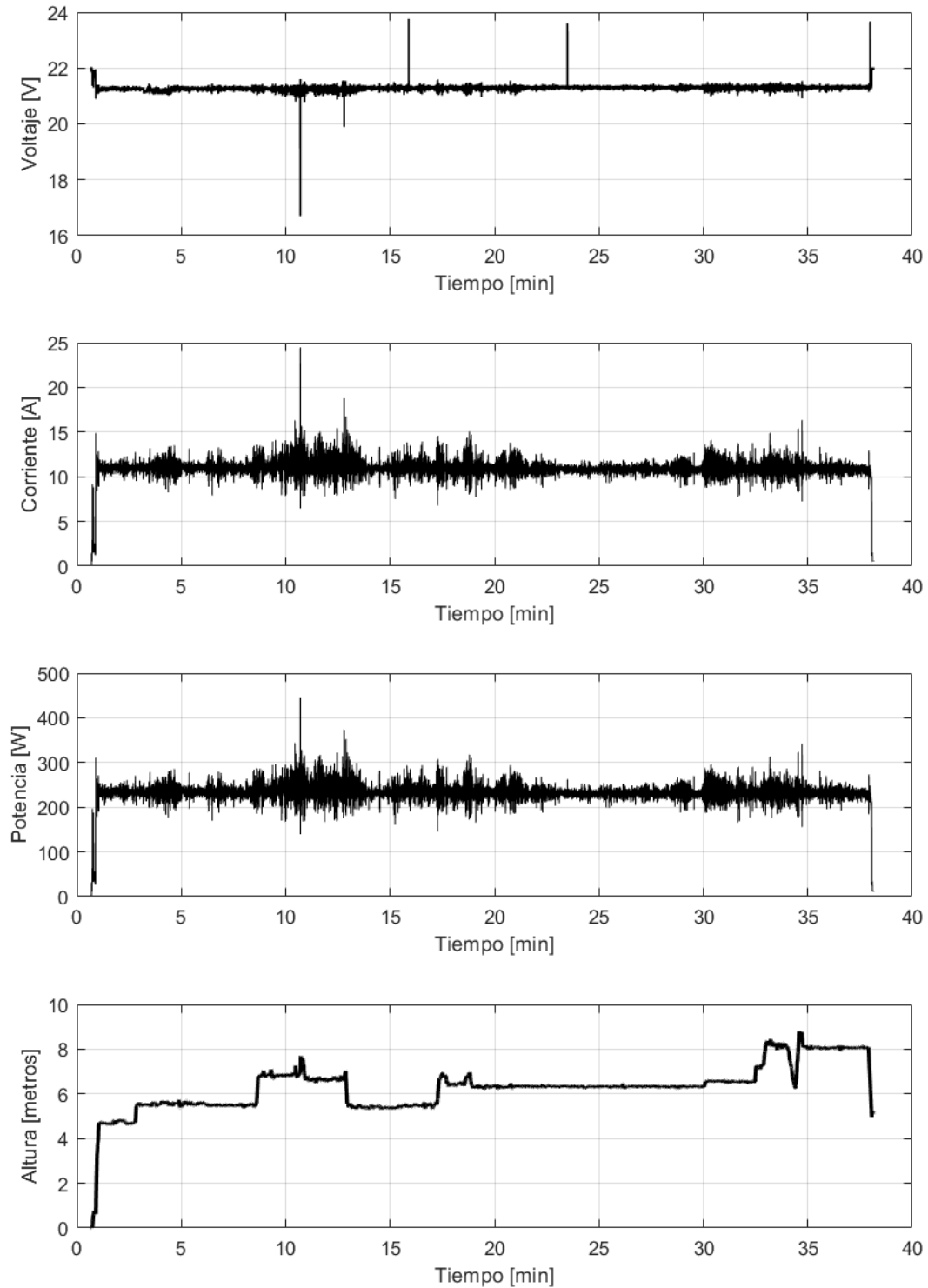


Figura 3.16: Respuesta de los estados de potencia para una prueba de vuelo con transmisión en CA de 40 minutos.

Los resultados obtenidos en la Figura 3.16 son satisfactorios debido a que logró superar el tiempo de vuelo que alguna batería portable le pudiera dar al vehículo, así como también los componentes electrónicos y mecánicos se mantuvieron estables, no se sobrecalentaron los motores y las hélices no se rompieron. Un video acerca de la prueba se puede visualizar en <https://youtube.com/shorts/fL1q6oR4P70?feature=share>.

Para realizar la prueba siguiente se debería tener el cabrestante ya funcionando de forma automática, regulando la longitud del cable de alimentación y así poder mover al vehículo en su espacio de trabajo.

3.2.3. Transmisión de potencia en CD

Para la transmisión en corriente directa se sigue el mismo principio, salvo que para elevar la corriente directa se utiliza un convertidor CA-CD, convirtiendo los 110V en CA en 340 V de CD. En el vehículo se utiliza un convertidor CD-CD bajando los 340 V en 24 V de corriente directa. El diagrama general del sistema con transmisión de potencia en CD, se muestra en la Figura 3.17.

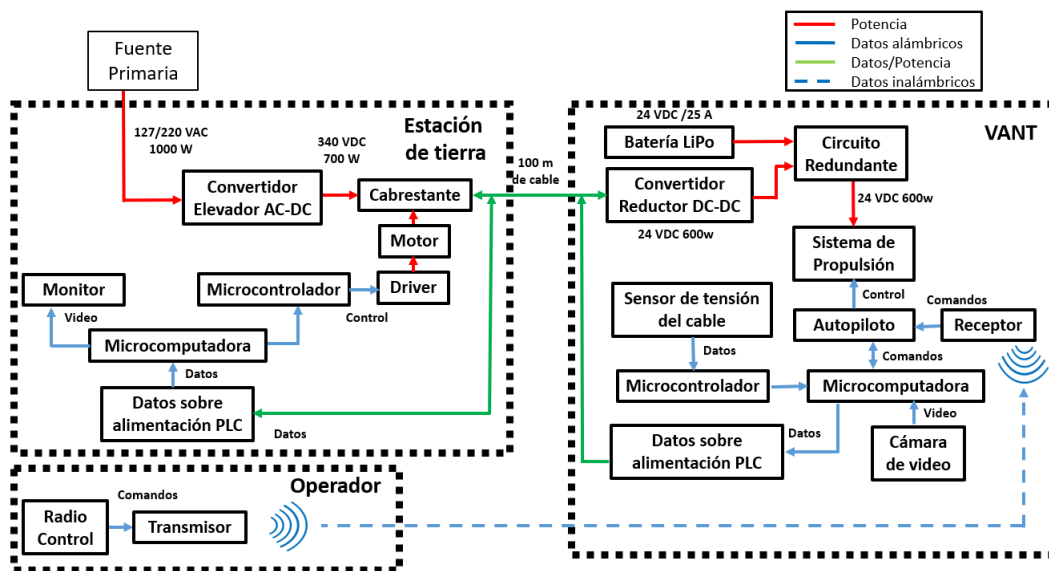


Figura 3.17: Diagrama a bloques general del sistema con transmisión de potencia de CD.

En la Figura 3.18 se muestran los convertidores utilizados para la transmisión de potencia, siendo el convertidor CA-CD de la marca *Cosel* y el convertidor CD-CD de la marca *TDK-Lambda*. Para ambos convertidores es necesario añadirles unos circuitos externos sencillos para que operen de forma correcta.



Figura 3.18: Convertidor CD-CD y convertidor AC-DC, respectivamente.

Para poder utilizar los convertidores es necesario acoplarlos a un circuito con componentes externos y también es necesario diseñar un sistema de enfriamiento. Ambos diseños vienen en la hoja de características de cada uno. La hoja de datos recomienda un disipador para el módulo, pero no garantiza que lo vaya a mantener bajo su temperatura de operación. Por lo que primero se realizó un análisis de diseño de refrigeración siguiendo la metodología propuesta por el fabricante, después se realizó una caja con ventilación para el módulo, finalmente se realizó un programa para monitorear la temperatura para realizar pruebas. La confiabilidad del sistema está dominada por la temperatura en la base. En base al siguiente diagrama de flujo mostrado en la Figura 3.19, se realizó el diseño de refrigeración para un convertidor DC-DC TDK-Lambda modelo “PAF600F280-24” el cuál es el que está montado en el cuadrirrotor.

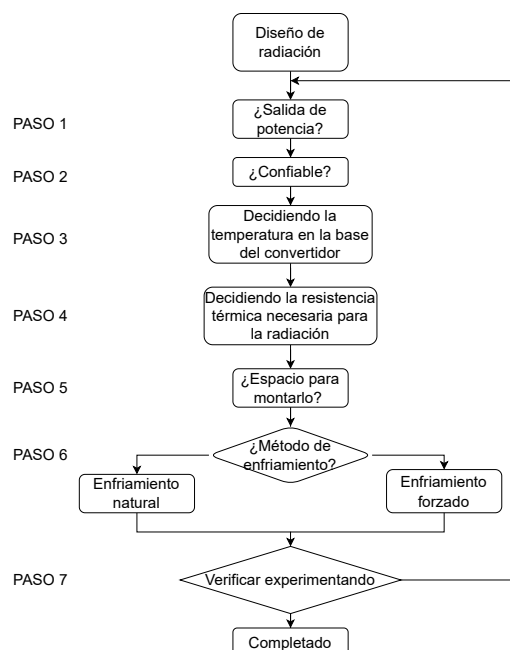


Figura 3.19: Diagrama de flujo para el diseño de refrigeración.

En el paso 6 del diagrama se puede observar, que hay dos formas de refrigerar el módulo, una es de forma pasiva con un disipador y el viento que le llega de manera natural, y la segunda es con el disipador y unos ventiladores. La refrigeración de manera natural está en función del volumen del disipador y de la velocidad del viento.

Para este módulo la hoja de datos del convertidor recomienda utilizar un disipador modelo HAF-15T, revisando su gráfica de resistencia térmica y velocidad del viento, se requiere que el viento alcance los 12 m/s, sin embargo, para aplicación que se le dará a la aeronave, no es posible que el viento llegue a esa velocidad, ya que comúnmente ésta llega a como máximo 7 m/s pero sólo en picos, normalmente la velocidad es de 4 m/s además que el vehículo estará volando en modo hover la mayor parte del tiempo. Con esta base teórica además de que en una prueba previa operando el convertidor al vacío alcanzó temperaturas de más de 60⁰ C en un corto período de menos de 10 minutos, se llegó a la conclusión de que es necesario la refrigeración forzada, es decir, aislar el módulo y el circuito de respaldo en una caja, en una pared hacerle huecos y en la otra pared utilizar ventiladores, con el fin de que por los huecos se succione el viento y se acelere por medio de los ventiladores y así refrigerar el módulo.

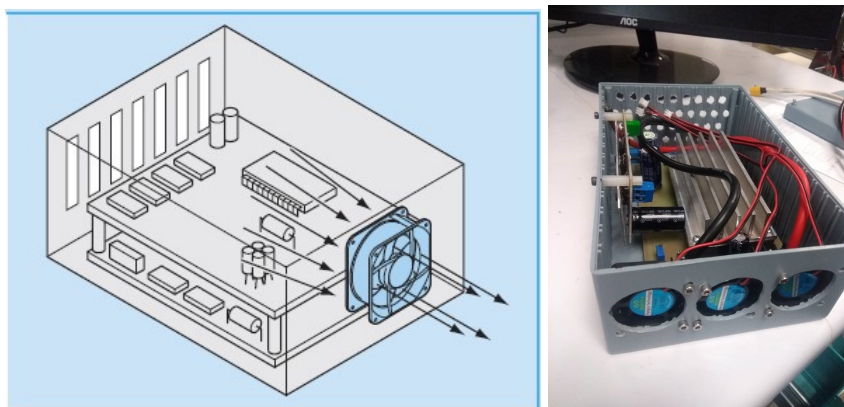


Figura 3.20: Diseño sugerido por el fabricante y diseño implementado.

La Figura 3.20 muestra el prototipo que utilizó para realizar pruebas de temperatura. Las cuales consisten en hacer que el cuadrirrotor esté consumiendo alrededor de 500 Watts (potencia a la cual el convertidor CD-CD trabaja al 90 %) mientras se visualiza la temperatura y la potencia en una computadora. Se esperaría que la temperatura se mantenga por debajo de su rango de operación. La duración de los experimentos depende de la temperatura que alcance el convertidor, se busca que este tiempo sea el mayor posible. Para monitorear la potencia se utilizó Mission Planner a través del puerto de telemetría. La Figura 3.22 muestra un diagrama a bloques de la prueba.

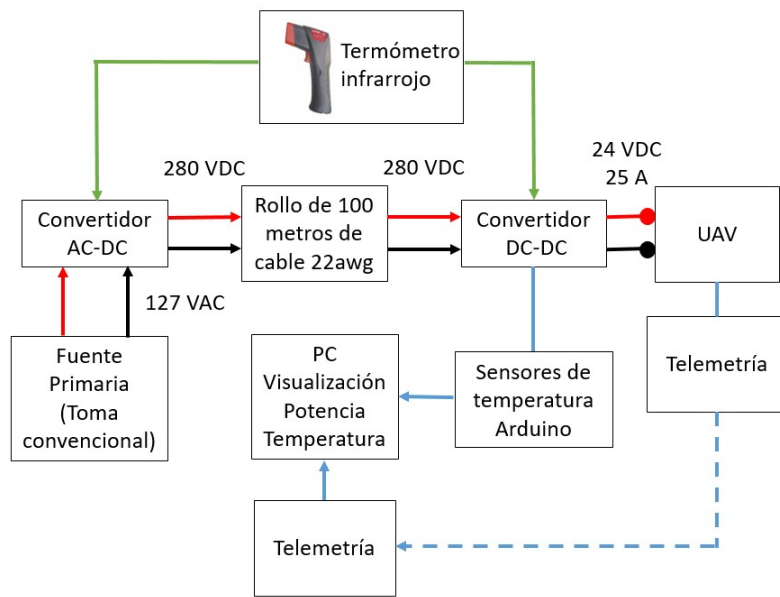


Figura 3.21: Diagrama a bloques de la prueba de temperatura.

Con la potencia utilizada es suficiente para que el vehículo esté volando, sin embargo, el objetivo de la prueba es que el convertidor opere adecuadamente por un largo período por lo que se le agregó peso al vehículo para que permanezca en tierra mientras sigue consumiendo la potencia deseada. De las pruebas se obtuvieron los resultados mostrados en la Figura 3.22.

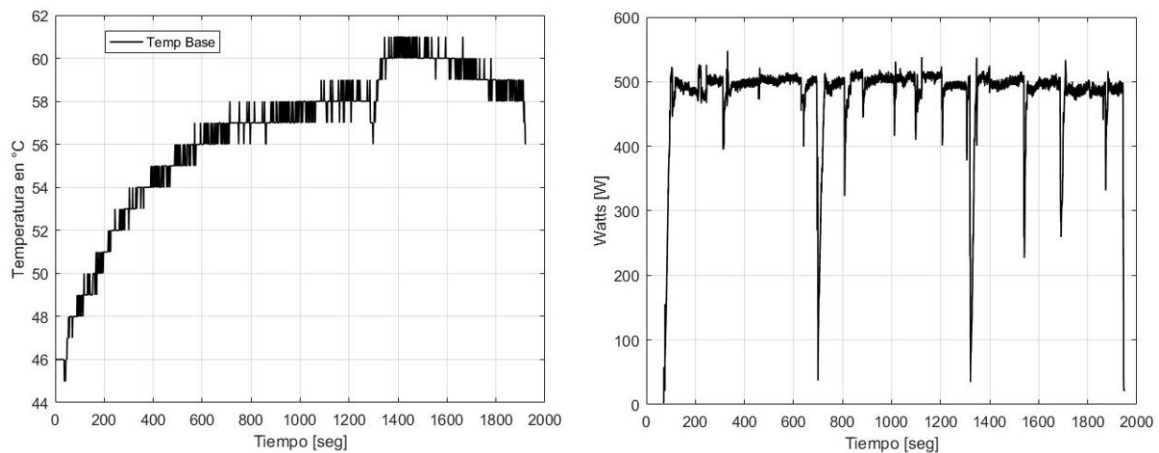


Figura 3.22: Temperatura y potencia durante 30 minutos.

La temperatura fue incrementándose con un comportamiento exponencial, sin embargo, en el tiempo de la prueba no rebasó los 70-80⁰ C recomendados por el fabricante para un óptimo funcionamiento. Sin embargo, se pretende utilizar los módulos de potencia por al menos de cuatro horas de funcionamiento continuo, por lo que es necesario realizar más pruebas para garantizar su funcionamiento.

3.2.4. Transmisión de datos en CD y CA

La transmisión de datos de forma segura es una de las características principales que ofrece el sistema. Se utilizó la tecnología *PoE*, *Power over Ethernet*, la cuál transfiere datos a grandes velocidades por medio la línea de alimentación, establece un puente tipo *Ethernet* entre el vehículo y la estación terrestre.

Transmisión en CD. Para transmitir en corriente directa se adquirieron módulos llamados *Fathom-X* de la compañía *Blue Robotics*, en la Figura 3.23 se muestra el módulo empleado.



Figura 3.23: Módulo para la transmisión de datos en CD, *Fathom-X*.

La Figura 3.24 muestra el diagrama de conexiones del *Fathom-X*.

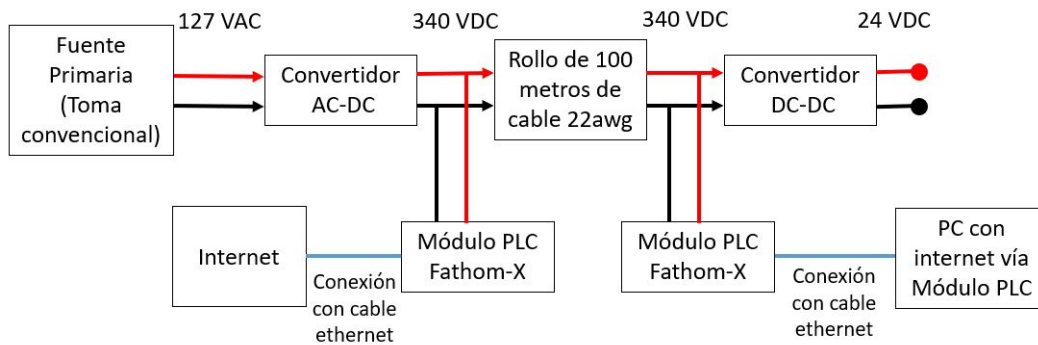


Figura 3.24: Diagrama a bloques de conexiones con el módulo de transmisión de datos *Fathom-X*.

Transmisión en AC. Para transmitir en corriente alterna se adquirieron los módulos *TP-Link TL-PA7010 KIT AV1000 Gigabit Powerline* los cuales se muestran en la Figura 3.25.

El diagrama de conexiones es muy similar al diagrama de la Figura 3.24 salvo que en lugar del *Fathom-X* va el *TP-Link*. Otra de las razones por las que solo se elevó al doble la corriente alterna es para poder utilizar un módulo comercial como el *TP-Link*, dado que soporta



Figura 3.25: Módulo para la transmisión de datos en CA, *TP-Link TL-PA7010*.

corriente alterna de 110V o 220V. Como ambos módulos de comunicación utilizan puertos de ethernet es necesario que tanto como en la estación terrestre y en el vehículo aéreo tengan microcomputadoras con esos puertos, las cuales pueden ser *Odroid* o *Raspberry*.

Sistema PVTOL atado a una estación terrestre

En este capítulo se desarrollará el sistema PVTOL atado a una estación terrestre, su modelo matemático compuesto por el vehículo y la estación terrestre, así como las ecuaciones que describen el comportamiento del cable que une a ambos subsistemas.

Con fines de análisis se asumirá que el UAV solo deslaza en dos dimensiones, $x-z$, teniendo así tres grados libertad, x, y, ϕ , este tipo de configuración es más conocida como PVTOL, por sus siglas en inglés *Planar Vertical Take-off and Landing*.

El otro subsistema será la estación terrestre, GS, la cual solo tendrá un grado de libertad; la longitud del cable que puede retraer o liberar. El peso del cable no puede ser despreciado como se hace comúnmente dado que para transmitir la potencia necesaria se necesita un cierto calibre el cual hará que la masa del cable sea considerada.

Se busca mantener el cable un poco holgado para evitar sobre tensiones en el vehículo, esto se logra liberando más cable. Cuando se cuelga un cable entre dos puntos, se forma una curva llamada catenaria. Un bosquejo del sistema PVTOL-GS se muestra en la Figura 4.1.

4.1. Modelo dinámico del PVTOL

Vamos a considerar un vehículo tipo PVTOL, como el que se muestra en la Figura 4.2, el cual está bajo un marco de referencia inercial, O_w , con ejes X_W, Z_W , centrado en la GS, y un marco de referencia del cuerpo, O_b , con ejes, X_B, Z_B , centrado en el vehículo. Se asume que ambos marcos coinciden con el centro de masas de la GS y del vehículo. Además, también

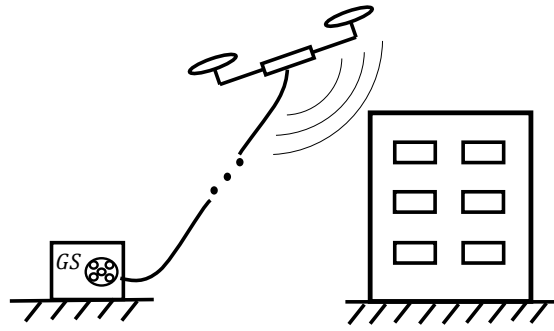


Figura 4.1: Diagrama de cuerpo libre del sistema PVTOL-Cabrestante.

se considera que el centro geométrico del vehículo coincide con su centro de masas. La orientación del vehículo está dada por el ángulo, θ , mientras que el ángulo, ϕ , denota la orientación de la fuerza de tensión en el cable. El ángulo que forma el eje del motor donde está montado el cable de la estación terrestre, es denotado por, φ . Finalmente, las señales de control para manejar la dinámica del vehículo, son τ y u , las cuales representan la velocidad angular y la fuerza de empuje, respectivamente.

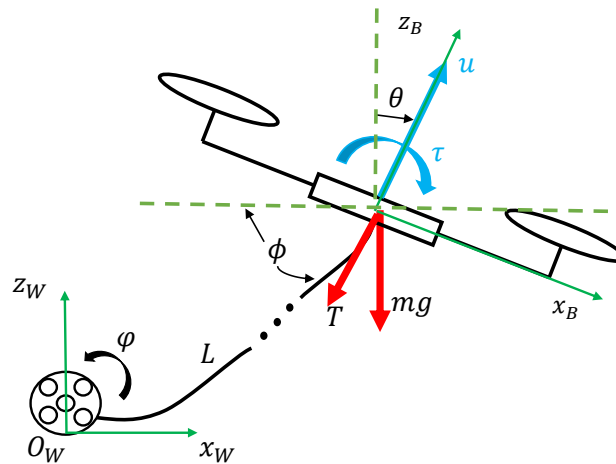


Figura 4.2: Diagrama de cuerpo libre de un PVTOL atado a una estación terrestre.

Las ecuaciones de movimiento del vehículo PVTOL, están dadas en [77], a las cuales se les agrega la fuerza de tensión que actúa sobre la parte traslacional, dando como resultado:

$$m\ddot{x} = u \sin(\theta) - T \cos(\phi) \quad (4.1)$$

$$m\ddot{z} = u \cos(\theta) - T \sin(\phi) - g \quad (4.2)$$

$$\ddot{\theta} = (1/I) \tau \quad (4.3)$$

4.2. Modelo dinámico del cabrestante

El cabrestante en la estación terrestre es actuado por un servomotor, el cual a su vez es controlado por una computadora la cual se encarga de retraer/liberar cable según se requiera. La ecuación que describe la dinámica del motor está dada por [60]:

$$\ddot{\varphi}(t) = \frac{1}{J} (u_w - \alpha\dot{\varphi}) \quad (4.4)$$

donde, φ es la posición angular del cabrestante, J es el momento de inercia del eje, α , es un término de fricción viscosa, y u_w es la entrada de control del motor. Es importante mencionar que la Ecuación (4.4) no incluye un par externo debido a la fuerza de tracción dado que se asume que el cable está holgado en todo tiempo.

4.3. Curva catenaria en 2D.

La catenaria es la curva que forma un cable o una cadena al colgar libremente bajo la fuerza de gravedad entre dos soportes. Su nombre deriva del latín *catenarius*, lo cual significa 'propio de la cadena'.

4.3.1. Ecuaciones de la curva catenaria.

Vamos a considerar un cable que cuelga libremente bajo dos soportes que se encuentran a la misma altura, dado que el punto más bajo de la curva estará justo a la mitad el análisis de sus parámetros se puede realizar con la mitad del cable, tal como se muestra en la Figura 4.3, donde, W , L y λ son el peso del cable, la longitud, y la densidad, respectivamente. El parámetro a representa la distancia del soporte A hacia el origen del plano $X - Z$, el cual se le conoce como parámetro de la catenaria.

El parámetro a de la catenaria determina la forma de la curva, la Figura 4.4 muestra la curva para diferentes valores de a . Entre más pequeño sea el valor de a más angosta es la curva y la distancia desde el punto más bajo de la catenaria al origen es menor.

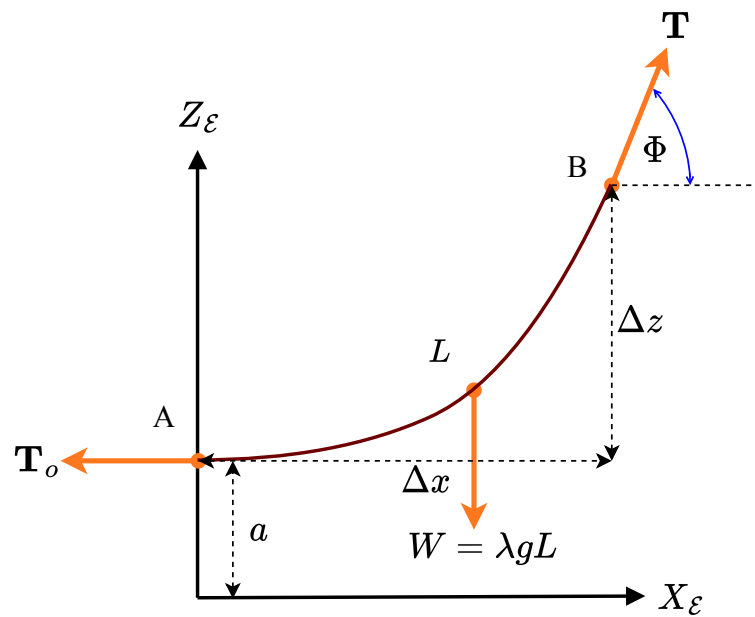


Figura 4.3: Diagrama de cuerpo libre de un cable que cuelga de dos soportes A y B , formando una curva catenaria.

La ecuación que describe la curva catenaria está dada por [78]:

$$\tan(\phi) = \frac{dz}{dx} = \frac{\lambda L g}{T_0} \quad (4.5)$$

Resolviendo la Ecuación (4.5) con respecto de z se obtiene:

$$z(x) = a \cosh\left(\frac{x}{a}\right) \quad (4.6)$$

Con el parámetro a siendo $a = T_0/\lambda g$. A partir de la solución se puede obtener también la longitud del cable:

$$L = a \sinh\left(\frac{x}{a}\right) \quad (4.7)$$

Y también, la fuerza de tensión que ejerce hacia el vehículo, dada por:

$$T = \lambda g z(x) \quad (4.8)$$

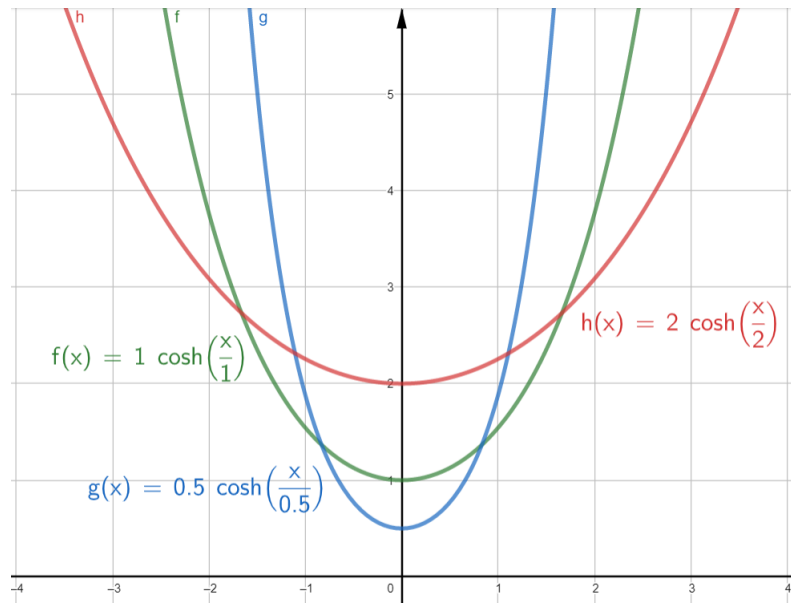


Figura 4.4: Curvas catenarias con diferentes valores de a .

4.3.2. Determinación de los parámetros.

En la Figura 4.5, los soportes P_1 con coordenadas x_1, y_1 y P_2 con x_2, y_2 de la curva están separados por una distancia vertical v y una distancia horizontal h . Se define una *holgura* d , del punto más alto de la curva al punto más bajo A , además de este punto A a un punto arbitrario P se tiene una distancia s . El eje y pasa a través de A y atraviesa al eje x en el origen O . La distancia $a = OA$ es un valor constante.

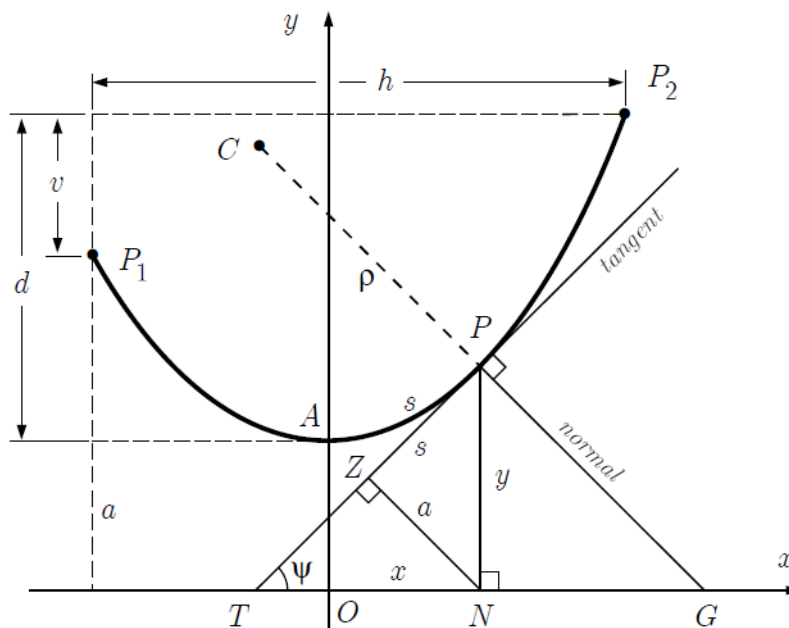


Figura 4.5: Catenaria con dos soportes a diferentes alturas para la determinación de sus parámetros.

Suponiendo que P_2 está a una mayor altura que P_1 , se cumplen las siguientes ecuaciones:

$$h = x_2 - x_1, \quad v = y_2 - y_1, \quad L = s_2 - s_1 \quad (4.9)$$

Donde s_1, s_2 son las distancias de A a P_1, P_2 , respectivamente. Utilizando las ecuaciones (4.6), (4.7), reescribimos (4.9):

$$v = a \cosh\left(\frac{x_2}{a}\right) - a \cosh\left(\frac{x_1}{a}\right) \quad (4.10)$$

$$L = a \sinh\left(\frac{x_2}{a}\right) - a \sinh\left(\frac{x_1}{a}\right) \quad (4.11)$$

Elevando al cuadrado las ecuaciones (4.10) y (4.11), restándolas y, aplicando algo de álgebra, se llega a:

$$\sqrt{L^2 - v^2} = 2a \sinh\left(\frac{h}{2a}\right) \quad (4.12)$$

A la Ecuación (4.12) se le conoce como ecuación trascendental, la cual no puede ser resuelta algebraicamente. Una alternativa para solucionarla y encontrar el parámetro a es utilizando el método iterativo de *Newton-Raphson*.

A partir de algunas manipulaciones en las ecuaciones (4.10) y (4.11) se pueden encontrar los parámetros x_1, x_2 , [79]:

$$x_2 = \frac{h}{2} + a \operatorname{atanh}^{-1}\left(\frac{v}{L}\right) \quad (4.13)$$

$$x_1 = x_2 - h \quad (4.14)$$

Los parámetros y_1, y_2, s_1 y s_2 se encuentran de forma directa con las ecuaciones (4.6) y (4.7).

Para poder graficar una curva catenaria que cuelga entre dos puntos a diferente altura, P_1 en el origen y P_2 desplazado una distancia vertical y horizontal, se necesitan dos parámetros más; un par de desplazamientos sobre el eje x y el eje y , dados por x_1 y y_1 , respectivamente. Modificando así la Ecuación (4.6) de la catenaria:

$$y = a \cosh\left(\frac{x + x_1}{a}\right) - y_1 \quad (4.15)$$

Tomando por ejemplo, $L = 32$, $h = 20$, $y = 12$, con base en las ecuaciones (4.12), (4.13), (4.14), (4.6) y (4.7), se trazó la gráfica de la Figura 4.6,

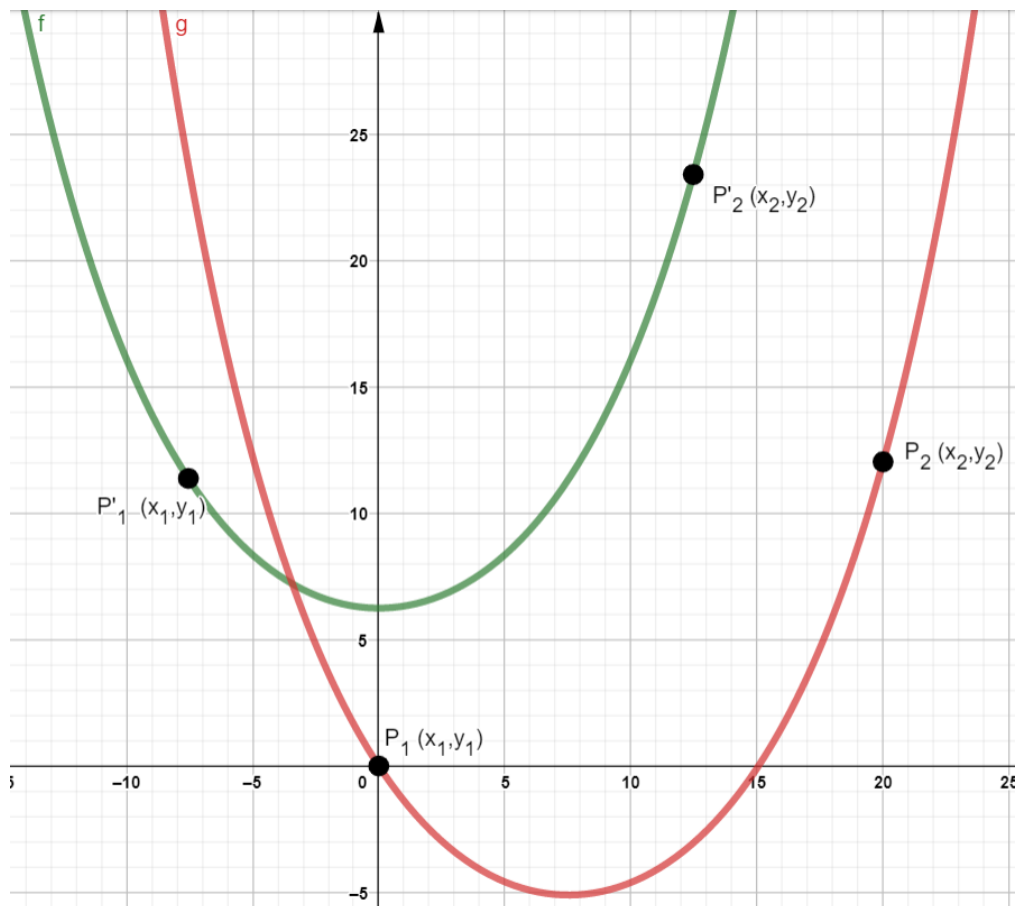


Figura 4.6: Catenaria con dos soportes diferentes desplazada de un soporte al origen.

4.3.3. Análisis de tensiones.

Es fácil ver que incontables curvas catenarias se pueden formar al variar la longitud del cable y cada una de estas, ejerce una fuerza de tensión diferente. Dentro de todas estas posibles curvas, hay una longitud máxima permitida que previene que el cable vaya por debajo del suelo, tomando como soporte la estación terrestre y el otro soporte el vehículo. La Figura 4.7 muestra las curvas catenarias que se forman al dejar fijos los soportes y variar la longitud.

Las curvas de color rojo son las permitidas, las curvas de color azul solo serían

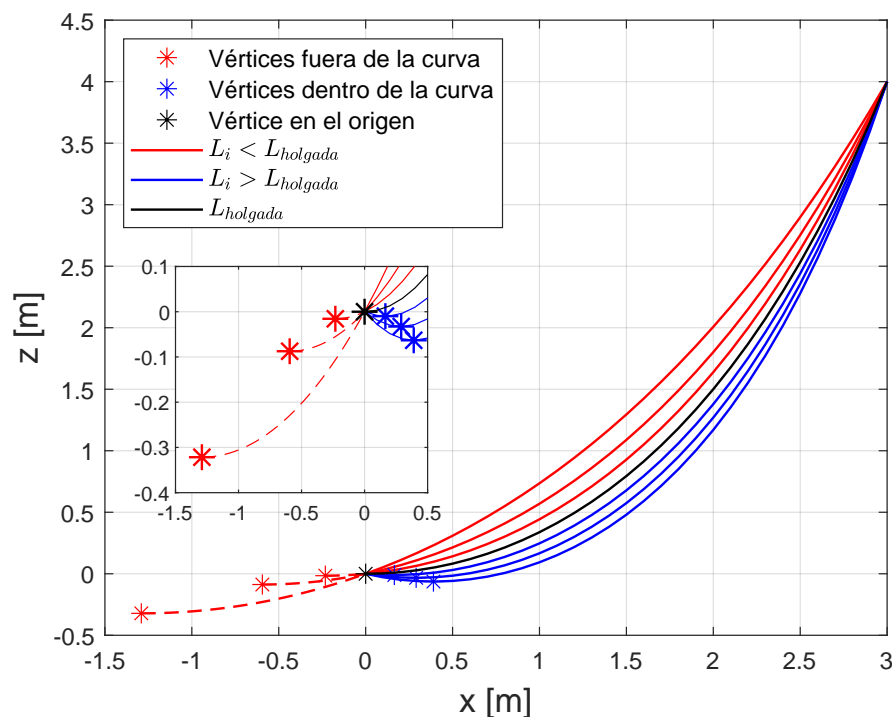


Figura 4.7: Catenaria con z , x constantes y L variando.

posibles si el soporte de la estación terrestre estuviera también a una distancia del suelo. La curva de color negra muestra exactamente la transición entre las curvas permitidas y las no permitidas, además, su vértice está justo en el origen, mientras que las otras están fuera o dentro de la curva catenaria.

Dentro de las curvas permitidas, se realizó un análisis para encontrar la curva que ejerza menos tensión sobre el vehículo. Primero, se dejaron fijos los soportes de la curva catenaria en un plano $x - z$, posteriormente, se fue incrementando la altura, z , en pequeños incrementos hasta alcanzar una cierta altura, en cada incremento, se calcularon diez posibles curvas catenarias y se obtuvieron todos sus parámetros, principalmente, la tensión generada, para así elegir la que ejerce menor fuerza. Este mismo procedimiento se repitió pero ahora dejando fija la altura, e incrementándose el desplazamiento. El Algoritmo 1 resume el procedimiento planteado.

La Figura 4.8 muestra los resultados del procedimiento planteado, donde se encontró, que en ambos casos la fuerza de tensión que ejerce menos perturbación al vehículo es la que se genera cuando la longitud de la curva catenaria está justo en el punto medio de todas las posibles curvas, las permitidas y no permitidas, a esta longitud se le conoce como L_{slack} .

De esta forma, mientras el vehículo se está desplazando, el subsistema del cabrestante siempre asegurará que la longitud de la curva catenaria sea L_{slack} .

Algoritmo 1 Cálculo de la tensión

- 1: Calcula $L_{min} = \sqrt{(\Delta x^2 + \Delta z^2)} + \delta$
- 2: Calcula L_{max} usando Ecuación (4.6) y Ecuación. (4.7)
- 3: Encuentra el mínimo
- 4: **for** $\Delta x(1) : \Delta x(n)$ **do**
- 5: **for** $L_{min} : L_{max}$ **do**
- 6: Calcula a, x_1, x_2, T, ϕ con ecuaciones (4.12), (4.13), (4.14), (4.8)
- 7: **end for**
- 8: **end for**

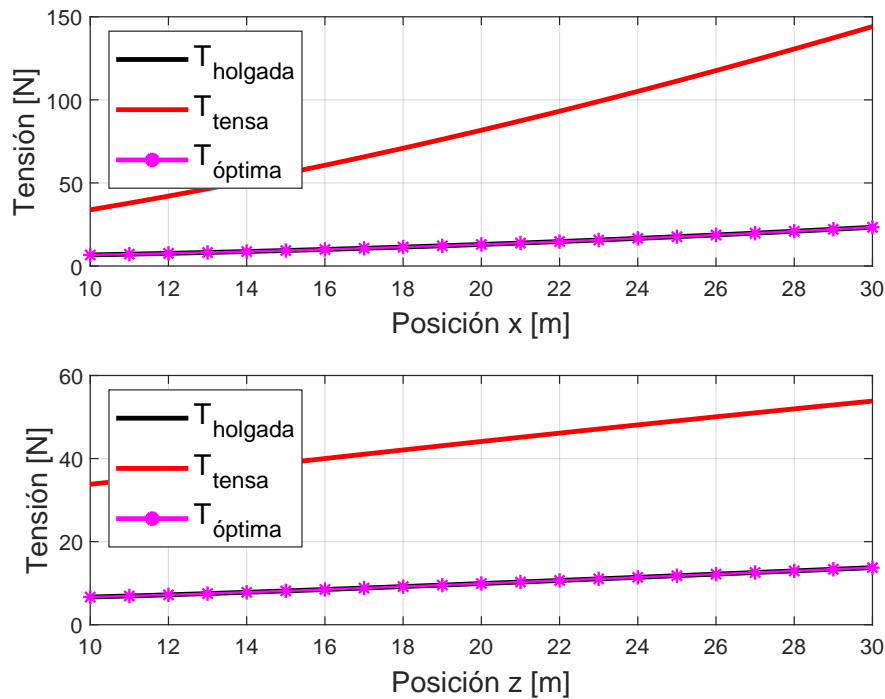


Figura 4.8: Análisis de tensión, primero, fijando la altura, z , y después fijando el desplazamiento, x .

4.4. Arquitectura de control

En las últimas dos décadas, se han implementado de forma exitosa numerosos algoritmos de control para estabilizar la dinámica de un vehículo tipo PVTOL, tales como, [80], [81], [77]. Sin embargo, estos algoritmos no consideraron un escenario donde el vehículo está siendo alimentado a través de un cable, lo cual le agrega una fuerza de tensión que perturba su dinámica. Para tratar con este problema, se propuso un control estático por realimentación de estado en combinación con un compensador de la fuerza de tensión, tal como se muestra en la Figura 4.9.

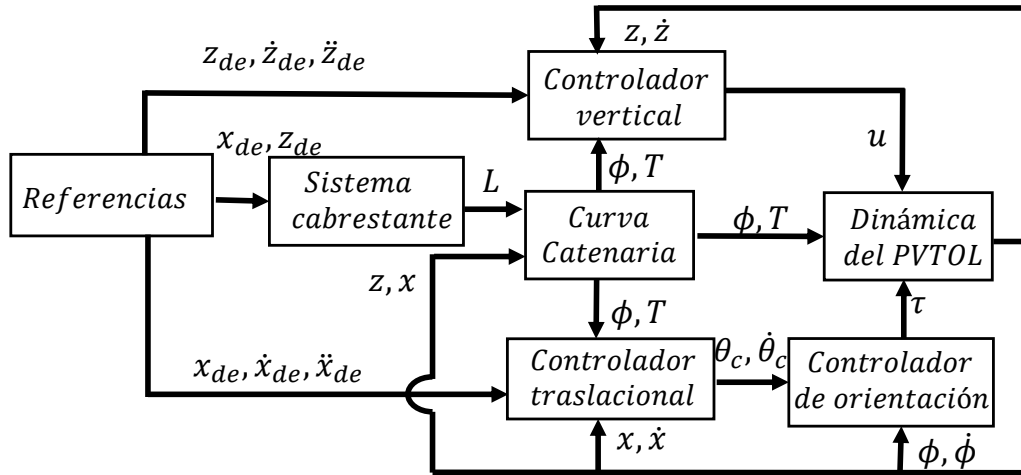


Figura 4.9: Diagrama a bloques para el sistema PVTOL-GS con sus respectivas leyes de control.

La ley de control que estabiliza la dinámica en altura, está dada por:

$$u = \left(\frac{-k_1 e_z - k_2 \dot{e}_z + \ddot{z}_d + g + T \sin(\phi)}{\cos(\theta)} \right) m \quad (4.16)$$

donde: $e_z = z_{de} - z$ es el error en altura, $\dot{e}_z = \dot{z}_{de} - \dot{z}$ es la derivada del error en altura, $k_{pz} > 0$, y $k_{dz} > 0$ son las ganancias Hurwitz de realimentación. Sustituyendo la Ecuación (4.16) en la Ecuación (5.19), es fácil ver que nos lleva a:

$$\ddot{e}_z + k_{dz} \dot{e}_z + k_{pz} e_z = 0 \quad (4.17)$$

lo cual garantiza que la ley en altura converge asintóticamente al origen.

La ley de control dada en la Ecuación (4.16) actúa simultáneamente en la Ecuación (5.17), dando como resultado:

$$\ddot{x} = -\tan(\theta)(-k_{pz} e_z - k_{dz} \dot{e}_z + g) \quad (4.18)$$

Dado que en la Ecuación (4.18) no existe una entrada de control externa, se define una ley de control virtual en θ para poder controlar la dinámica traslacional. Asumiendo que la dinámica de orientación converge exponencialmente rápido, el control virtual, $\theta = \theta_c$, se puede definir como:

$$\theta_c = \frac{\tan^{-1}(\theta)(-k_{px} e_x - k_{dx} \dot{e}_x + T \cos(\phi))}{g + T \sin(\phi)} \quad (4.19)$$

donde, $e_x = x_{de} - x$ es el error en traslación, $\dot{e}_x = \dot{x}_{de} - \dot{x}$ es la derivada del error en traslación, $k_{px} > 0$, and $k_{dx} > 0$ son las ganancias de realimentación Hurwitz. De esta forma, la dinámica traslacional es asintóticamente estable.

La dinámica de orientación es estabilizada por:

$$\tau = -k_{p\tau}e_\theta - k_{d\tau}\dot{e}_\theta \quad (4.20)$$

donde, $e_\theta = \theta_{de} - \theta$ es el error angular, $\dot{e}_\theta = \dot{\theta}_{de} - \dot{\theta}$ es la derivada temporal del error angular, $k_{p\tau} > 0$, y $k_{d\tau} > 0$ son las ganancias de realimentación Hurwitz.

Finalmente, definiendo el error en el ángulo del cabrestante como, $e_\varphi = \varphi_{de} - \varphi$, donde $\varphi_{de} = \gamma L_{de}$, siendo γ una conversión escalar entre el ángulo del cabrestante y la longitud del cable, la ley de control para regular la longitud del cable se propone como:

$$u_w = k_{p\varphi}e_\varphi - k_{d\varphi}\dot{\varphi} \quad (4.21)$$

con $k_{p\varphi} > 0$ y $k_{d\varphi} > 0$.

4.5. Simulaciones

Para validar la efectividad de la ley de control propuesta, se realizaron pruebas de simulación. Se definió la misión de que el vehículo siguiera una trayectoria polinomial de tercer orden, dada por:

$$\begin{aligned} x_{de} &= a_0 + a_1t + a_2t^2 + a_3t^3 \\ z_{de} &= b_0 + b_1t + b_2t^2 + b_3t^3 \end{aligned}$$

donde, los coeficientes a_0, \dots, a_3 y b_0, \dots, b_3 son elegidos para definir los estados deseados, iniciales y finales del sistema, así como también el tiempo de llegada.

Para compensar la fuerza de tensión debida al peso del cable, se calcularon todos los parámetros de la catenaria en cada instante de tiempo, debido a que la longitud del cable varía. En este sentido, se utilizó el método de *Newton-Rhapon* para encontrar el parámetro de la ca-

tenaria a . El método se aplicó en la Ecuación (4.6) como:

$$a_{n+1} = a_n - f(a_n)/f'(a_n), \quad \text{donde: } a_{ini} = 0.5x^2/z$$

$$f(a) = a \cosh(x/a) - a - z$$

$$f'(a) = \cosh(x/a) - (x/a) \sinh(x/a) - 1$$

Una vez obtenido el parámetro a , se utiliza en la Ecuación (4.7) para calcular la longitud del cable deseado. Es relevante mencionar que la convergencia del método depende mucho de una condición inicial bien definida, la cual se selecciona al utilizar las series de *Maclaurin* en la Ecuación (4.6), truncando a partir de los términos de tercer orden.

La Figura 4.10 muestra la comparación de los resultados obtenidos; utilizando la ley de realimentación estática más compensación de la tensión, con las ecuaciones (4.16), (4.19) y (4.20), contra la ley de realimentación estática sin la compensación de la tensión, las cuales son muy similares, salvo por los términos de compensación. Cuando se utiliza la ley con compensación, el objetivo de la misión es alcanzando, sin embargo, cuando los términos sin compensar no se utilizan, la posición final del vehículo presenta un error en estado estacionario.

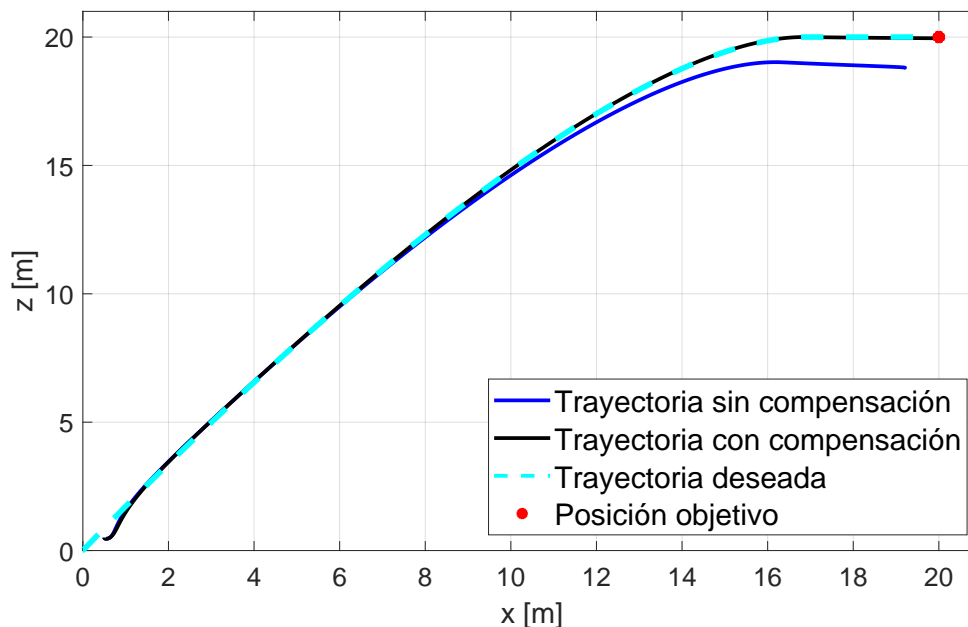


Figura 4.10: Resultados de simulación en seguimiento de trayectoria: sistema con términos de compensación y sistema sin términos de compensación.

La Figura 4.11 muestra las respuestas de los estados del sistema con respecto del tiempo, así como la fuerza de tensión ejercida sobre el vehículo y la longitud requerida del cable para

que esta sea la menor posible. Se puede observar que la dinámica del cabrestante converge al valor deseado de la longitud del cable, alcanzando 30 m cuando el vehículo alcanzó las posiciones deseadas en $x = 20$ m y $y = 20$ m. También se realizó una animación de la simu-

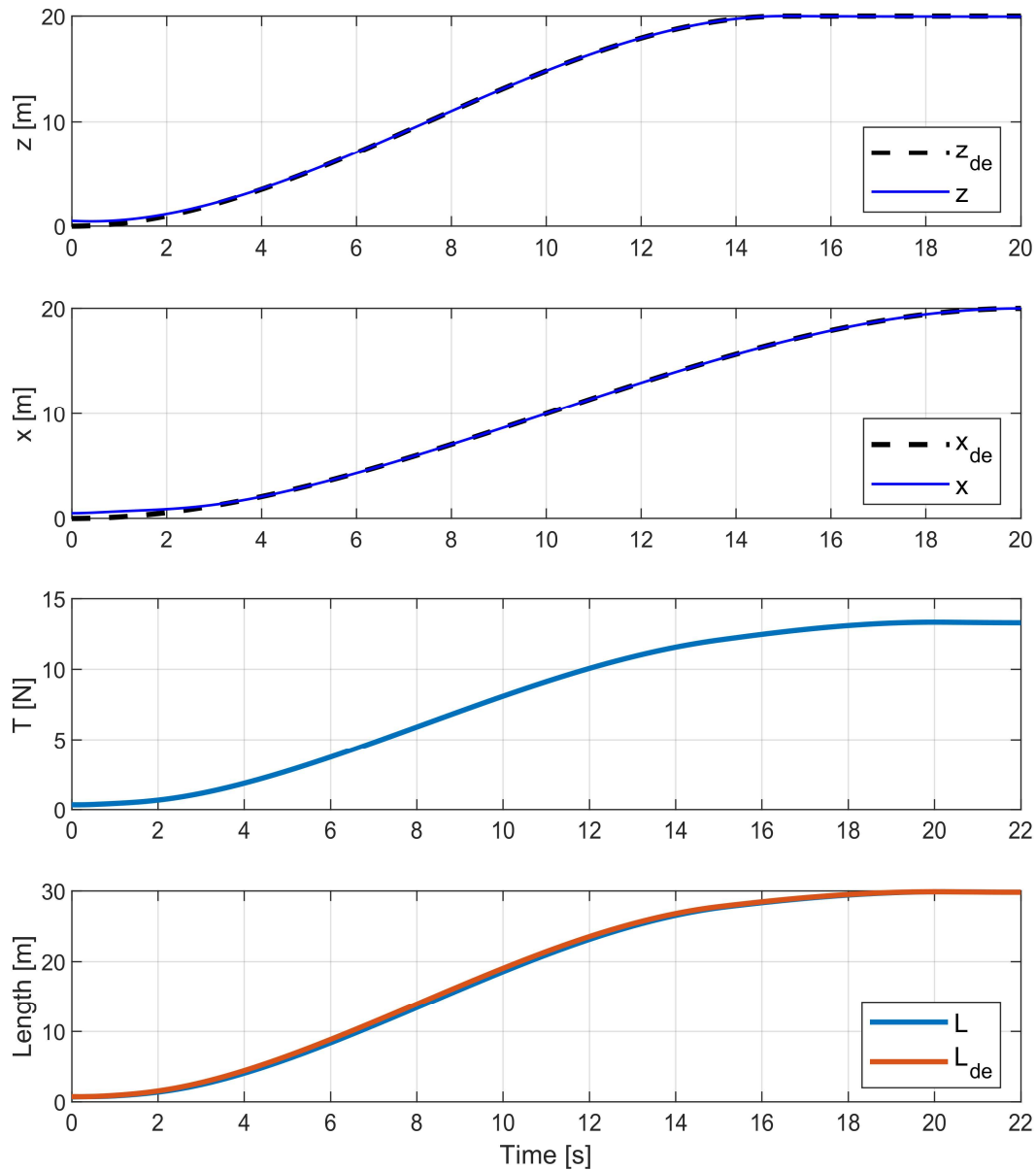


Figura 4.11: Respuesta de los estados del sistema; altitud, traslación, fuerza de tensión, y longitud del cable, respectivamente.

lación, la cual se encuentra en el siguiente enlace: https://youtu.be/jbDS_EdmhNY.

Sistema de múltiples UAVs atados con cable

En este capítulo se desarrollará el algoritmo de optimización que genera las referencias en cada instante de tiempo para los vehículos, planteando las restricciones del problema. Primeramente, se definirá el modelo matemático del cada vehículo sujeto a las perturbaciones del cable, así como también su modelo discreto equivalente en lazo cerrado, en el cual se basará el control por modelo predictivo. Se validarán los resultados en una simulación numérica en *MATLAB*. Una vez realizadas las simulaciones, se procederá a realizar la implementación en dos vehículos *DJI Tello*, utilizando como sistema central la arquitectura de ROS, en donde se particionará el sistema en subsistemas específicos como: navegación, control local, comunicación, localización. Cada uno de estos subsistemas cumplirá una función única para que unida con los otros subsistemas garantizará el funcionamiento de todo el sistema como uno. Finalmente, se mostrarán resultados de una misión de posicionamiento, donde ambos vehículos parten de una posición inicial y tienen que llegar a una posición final, satisfaciendo las restricciones de la misión; evasión de obstáculo y de colisión entre estos.

5.1. Modelo dinámico de varios vehículos atados con cable

Para realizar el modelo matemático, vamos a considerar un cuadricóptero, de seis grados de libertad, como el que se muestra en el diagrama de cuerpo libre de la Figura 5.1. El vehículo está sujeto a un marco referencial, denotado por, \mathcal{E} , con ejes, $X_{\mathcal{E}}, Y_{\mathcal{E}}, Z_{\mathcal{E}}$, el cual está centrado sobre la estación terrestre. Cada vehículo también está sujeto a un marco de referencia del cuerpo, denotado por, \mathcal{B} , con ejes, $X_{\mathcal{B}}, Y_{\mathcal{B}}, Z_{\mathcal{B}}$.

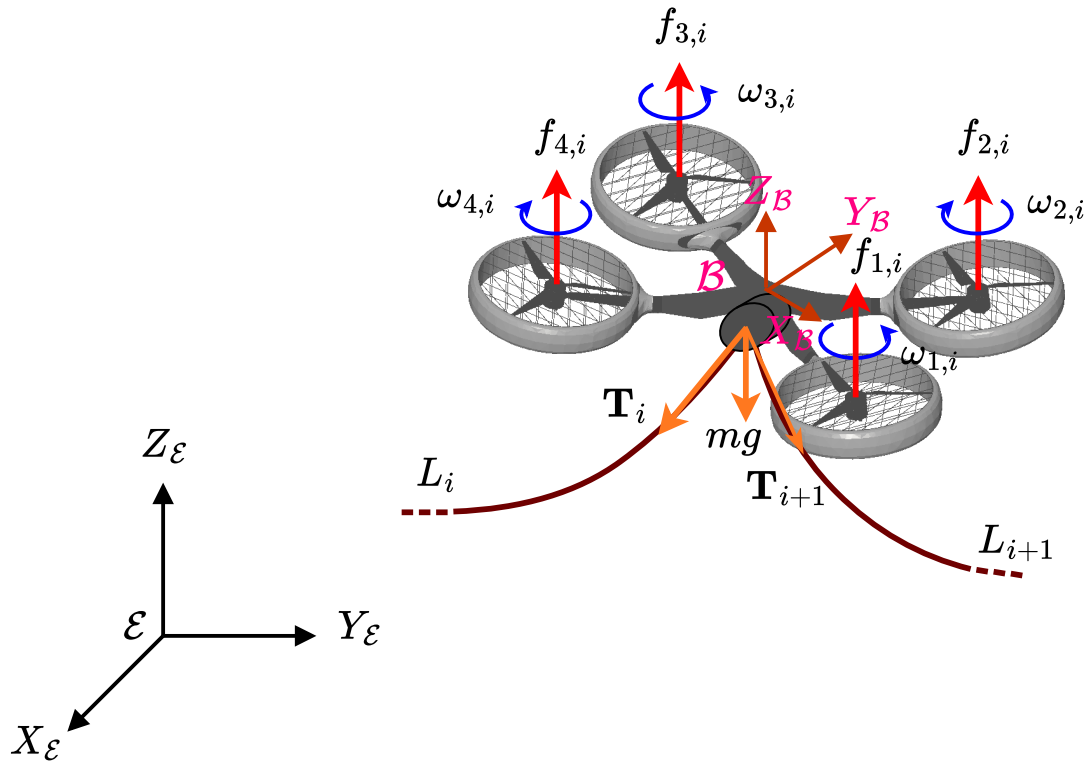


Figura 5.1: Diagrama de cuerpo libre de un cuadirrotor atado a otros cuadirrotores.

La orientación del vehículo está dada por los ángulos de *Euler*, alabeo, cabeceo y guiñada, ϕ , θ , ψ , respectivamente. Se define el vector de traslación $\xi = [x, y, z]^T$ y el vector de orientación expresado en los ángulo de *Euler*: alabeo, cabeceo y guiñada, $\eta = [\phi, \theta, \psi]^T$, del vehículo relativos al marco de referencia inercial. Así mismo, se definen los vectores de velocidad relativos al marco de referencia del cuerpo, $V = [V_1, V_2, V_3]^T$ traslacional y $\Omega = [p, q, r]^T$ rotacional. Las relaciones entre los vectores de velocidad de ambos marcos de referencia, $(\dot{\xi}, \dot{\eta})$ y (V, Ω) está dada por:

$$\begin{aligned}\dot{\xi} &= R_t V \\ \Omega &= R_r \dot{\eta}\end{aligned}\tag{5.1}$$

Donde las matrices de transformación están definidas como:

$$R_t = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & s_\phi s_\theta c_\psi - c_\phi s_\psi & c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi \\ c_\theta s_\psi & s_\phi s_\theta s_\psi + c_\phi c_\psi & c_\phi s_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi \\ -s_\theta & s_\phi c_\theta & c_\phi c_\theta \end{bmatrix}\tag{5.2}$$

$$R_r = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s_\theta \\ 0 & c_\phi & c_\theta s_\phi \\ 0 & -s_\phi & c_\phi s_\theta \end{bmatrix} \quad (5.3)$$

Derivando las ecuaciones (5.1) con respecto del tiempo, y utilizando algunas propiedades, tiene:

$$\begin{aligned} \ddot{\xi} &= R_t \dot{V} + \dot{R}_t V = R_t \dot{V} + R_t S(\Omega) V = R_t (\dot{V} + \Omega \times V) \\ \dot{\Omega} &= R_r \ddot{\eta} + \dot{R}_r \dot{\eta} \end{aligned} \quad (5.4)$$

Utilizando la segunda de ley de Newton en el marco de referencia del cuerpo, \mathcal{B} , se obtienen las ecuaciones de movimiento para un cuerpo rígido sujeto a fuerzas externas aplicadas a su centro de masa [82]:

$$\begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\Omega} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Omega \times mV \\ \Omega \times I\Omega \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum F_{ext} \\ \sum M_{ext} \end{bmatrix} \quad (5.5)$$

donde, $I_{3 \times 3}$ denota una matriz identidad y $I \in \mathfrak{R}_+^{3 \times 3}$ denota el tensor de inercia del cuadrirrotor, la cual puede ser expresada como una matriz diagonal si el vehículo es simétrico:

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (5.6)$$

Los pares y fuerzas externas se definirán a continuación.

Momentos externos. Son los momentos aplicados al cuadrirrotor, dónde solo se tomaron en cuenta los producidos por la diferencia de velocidad entre los motores, para generar los movimientos en *alabeo*, *cabeceo* y *guiñada*.

Estas señales, $\sum M_{ext}$ están en función de las velocidades de cada motor y al agregarle una hélice produce una fuerza de empuje, f , combinando estas fuerzas se puede producen cuatro entradas de control; el empuje total, u_1 , y aceleraciones angulares en cada ángulo de orientación, u_2 , u_3 y u_4 :

$$u_{2,i} = d(f_{4,i} - f_{2,i}) \quad (5.7)$$

$$u_{3,i} = d(f_{3,i} - f_{1,i}) \quad (5.8)$$

$$u_{4,i} = c(f_{1,i} - f_{2,i} + f_{3,i} - f_{4,i}) \quad (5.9)$$

donde, d , es la distancia entre el centro de masas del vehículo y el eje del motor, c es un factor de arrastre.

Finalmente, se tiene:

$$\sum M_{ext} = M, \quad M = \begin{bmatrix} u_{2,i} \\ u_{3,i} \\ u_{4,i} \end{bmatrix} \quad (5.10)$$

Fuerzas externas. Son las fuerzas aplicadas a cada vehículo, $\sum F_{ext}$, tomando en cuenta tres tipos de fuerzas: i) la fuerza, F , producida por las hélices la cual actúa sobre el eje z y se le conoce comúnmente como *thrust* o bien *empuje*, ii) la fuerza de gravedad F_{grav} y iii) la fuerza de tensión debido a los cables. De acuerdo con [1], las primeras fuerzas se pueden expresar como:

$$F = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ u_1 \end{bmatrix}, \quad u_1 = \sum_{i=1}^4 f_i, \quad f_i = k_t \omega_i^2 \quad (5.11)$$

$$F_{grav} = mR_t G, \quad G = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g = 9.81 \end{bmatrix} \quad (5.12)$$

Donde $k_t > 0$, es una constante adimensional que se obtiene de las gráficas de la Figura 3.5, y ω_i es la velocidad del i -ésimo motor.

Las fuerzas restantes son las debidas al peso de cada cable. Para definir estas fuerzas se utilizaron coordenadas esféricas con ángulos de orientación, α_i y β_i , tal como se muestra en la Figura 5.2, y su magnitud depende principalmente de la longitud del cable L_i .

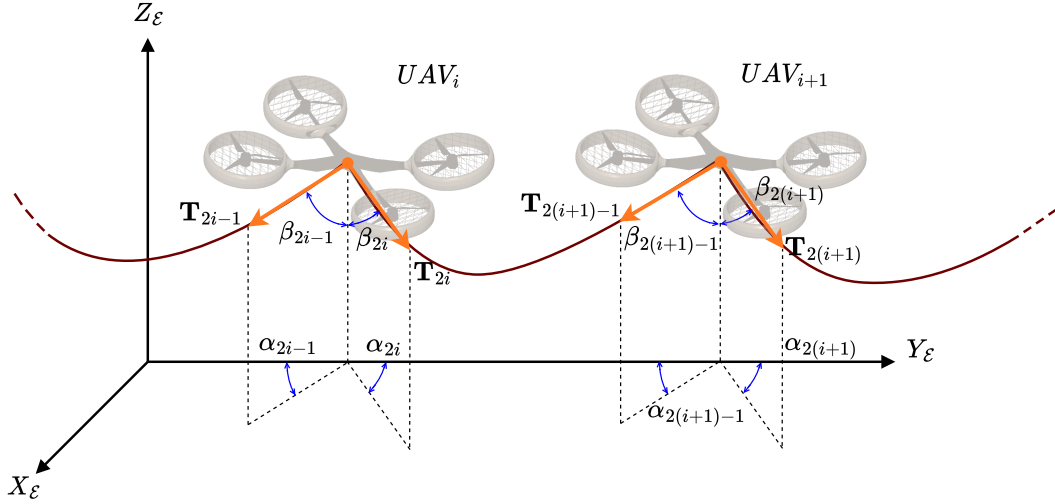


Figura 5.2: Diagrama de cuerpo libre para representar las fuerzas de tensión debidas al cable entre varios VANTs.

Como se puede observar de la Figura 5.2, cada vehículo experimenta fuerzas resultantes en cada eje. En el eje X y Y , las fuerzas son opuestas, mientras que en el eje Z , la fuerza resultante jala hacia abajo a cada vehículo. Estas fuerzas pueden ser descritas como $\mathbb{T} = [T_{x,i}, T_{y,i}, T_{z,i}]^T$, donde:

$$T_{x,i} = |\mathbf{T}_{2i}| \sin \alpha_{2i} \cos \beta_{2i} - |\mathbf{T}_{2i-1}| \sin \alpha_{2i-1} \cos \beta_{2i-1} \quad (5.13)$$

$$T_{y,i} = |\mathbf{T}_{2i}| \sin \alpha_{2i} \sin \beta_{2i} - |\mathbf{T}_{2i-1}| \sin \alpha_{2i-1} \sin \beta_{2i-1} \quad (5.14)$$

$$T_{z,i} = -|\mathbf{T}_{2i}| \cos \alpha_{2i} - |\mathbf{T}_{2i-1}| \cos \alpha_{2i-1} \quad (5.15)$$

Finalmente, las fuerzas externas que afectan a cada vehículo, están dadas por:

$$\sum F_{ext,i} = F_i - F_{grav,i} - \mathbb{T}_i \quad (5.16)$$

Modelo simplificado de cada vehículo. Debido a que los vehículos con los que se realizarán los experimentos no realizarán maniobras y se moverán muy lento, su modelo matemático se puede simplificar al tomar en cuenta, ángulos pequeños en alabeo, cabeceo y guiñada. La Ecuación (5.5) se reduce y queda expresada como:

$$\ddot{x}_i = (u_{1,i}\theta_i - T_i\mathbf{s}_{\alpha,i}\mathbf{c}_{\beta,i} + T_{i+1}\mathbf{s}_{\alpha,i+1}\mathbf{c}_{\beta,i+1}) / m_i(t) \quad (5.17)$$

$$\ddot{y}_i = (-u_{1,i}\phi_i - T_i\mathbf{s}_{\alpha,i}\mathbf{s}_{\beta,i} + T_{i+1}\mathbf{s}_{\alpha,i+1}\mathbf{s}_{\beta,i+1}) / m_i(t) \quad (5.18)$$

$$\ddot{z}_i = (u_{1,i} - mg - T_i\mathbf{c}_{\alpha,i} - T_{i+1}\mathbf{c}_{\alpha,i+1}) / m_i(t) \quad (5.19)$$

$$\ddot{\phi}_i = (1/I_{x,i}) u_{2,i} \quad (5.20)$$

$$\ddot{\theta}_i = (1/I_{y,i}) u_{3,i} \quad (5.21)$$

$$\ddot{\psi}_i = (1/I_{z,i}) u_{4,i} \quad (5.22)$$

donde $m(t) = \bar{m} + m(t)_w$ es la masa total del vehículo, \bar{m} es la masa del vehículo sin el sistema cabrestante, $m(t)_w$ es la masa del cabrestante, g es la fuerza debida a la gravedad, y I es el momento de inercia del vehículo.

El modelo descrito por las ecuaciones (5.17)-(5.22), se simplifica aún más tomando en cuenta que la dinámica orientacional en θ , ϕ ya convergió, y dejando fija la altitud z y el ángulo de guiñada ψ , dando como resultado:

$$\ddot{\mathbf{p}}_i = K(\dot{\mathbf{p}}_{i,ref} - \dot{\mathbf{p}}_i) + \mathbf{T}_i \quad (5.23)$$

donde $\mathbf{p}_i = [x_i, y_i]^T$ y $\dot{\mathbf{p}}_i = [\dot{x}_i, \dot{y}_i]^T$ son los vectores de posición y velocidad lineal en el marco del cuerpo, $K \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ es la matriz de ganancias del controlador, $\mathbf{p}_{i,ref} = [x_{i,ref}, y_{i,ref}]^T$ y $\dot{\mathbf{p}}_{i,ref} = [\dot{x}_{i,ref}, \dot{y}_{i,ref}]^T$ son los vectores de referencia en posición y velocidad lineal. Finalmente, \mathbf{T}_i es la perturbación debida al peso del cable.

La Figura 5.3 muestra la interacción de los diferentes componentes del sistema multi-agente resultante. En el lazo más externo, el generador de referencias calcula las siguientes x y y referencias para cada vehículo, las cuales son convertidas en comandos de velocidad adecuados para que estos sean finalmente mandados a cada vehículo.

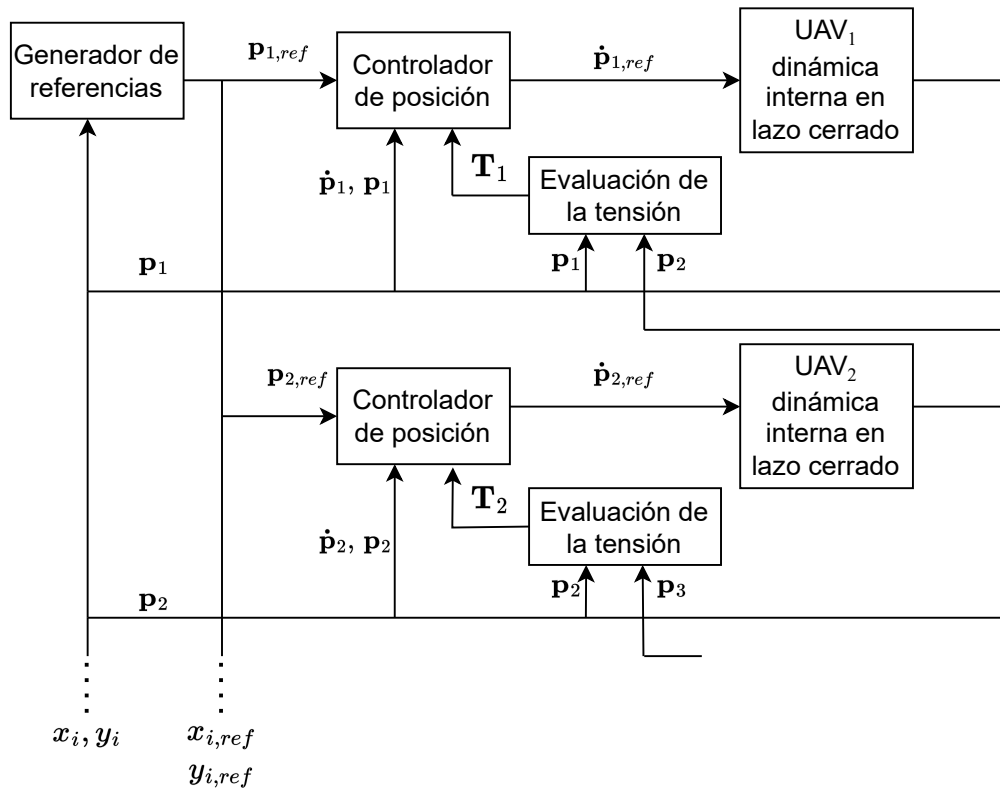


Figura 5.3: Diagrama a bloques del sistema multi-agente con su controlador y generador de referencias.

El controlador de posición mostrado en la Figura 5.3 se eligió como un controlador PI más compensador de tensión, Ecuación (5.24). Las referencias generadas están bajo el término integral de este controlador:

$$\dot{\mathbf{p}}_{i,ref} = K_1(\dot{\mathbf{p}}_{i,ref} - \dot{\mathbf{p}}_i) + K_2 \int_0^t (\dot{\mathbf{p}}_{i,ref} - \dot{\mathbf{p}}_i) d\tau + \dot{\mathbf{p}}_i + K^{-1} \mathbf{T}_i \quad (5.24)$$

La Ecuación (5.24) se utiliza para transformar el sistema dado por la Ecuación (5.23) en un sistema que recibe referencias de posición en lugar de referencias de velocidad, cerrando este lazo da como resultado:

$$\ddot{\mathbf{p}}_i = -K K_1 \dot{\mathbf{p}}_i + K K_2 (\mathbf{p}_{i,ref} - \mathbf{p}_i) \quad (5.25)$$

Al definir el error de posición $\mathbf{e}_{\mathbf{p}_i} = \mathbf{p}_{i,ref} - \mathbf{p}_i$ y su primer y segundas derivadas temporales, $\dot{\mathbf{e}}_{\mathbf{p}_i} = -\dot{\mathbf{p}}_i$, $\ddot{\mathbf{e}}_{\mathbf{p}_i} = -\ddot{\mathbf{p}}_i$, lleva al sistema a:

$$\ddot{\mathbf{e}}_{\mathbf{p}_i} + K K_1 \dot{\mathbf{e}}_{\mathbf{p}_i} + K K_2 \mathbf{e}_{\mathbf{p}_i} = 0 \quad (5.26)$$

Una selección adecuada de K_1, K_2 en la Ecuación (5.26) conducirá la dinámica del error a ser Hurwitz estable. Finalmente, dado que el comando de velocidad propuesto se encuentra en el marco inercial, es necesario convertirlo al marco del cuerpo, a través de la siguiente transformación:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_B \\ \dot{y}_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi_i(t) & \sin \psi_i(t) \\ -\sin \psi_i(t) & \cos \psi_i(t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x}_E \\ \dot{y}_E \end{bmatrix} \quad (5.27)$$

5.2. Planeación de trayectoria por MPC

Como se ha mencionado en secciones previas, la misión es llevar a los vehículos a una posición deseada tomando en cuenta que existe un obstáculo, además, las distancias de los vehículos están restringidas a lo largo del cable que los conecta. Por lo que se eligió un diseño de trayectoria que sea capaz de tratar con estas restricciones.

Entre la bibliografía revisada, [83], [84], [85], la formulación del control por modelo predictivo (MPC), requiere los elementos mostrados en la Figura 5.4.

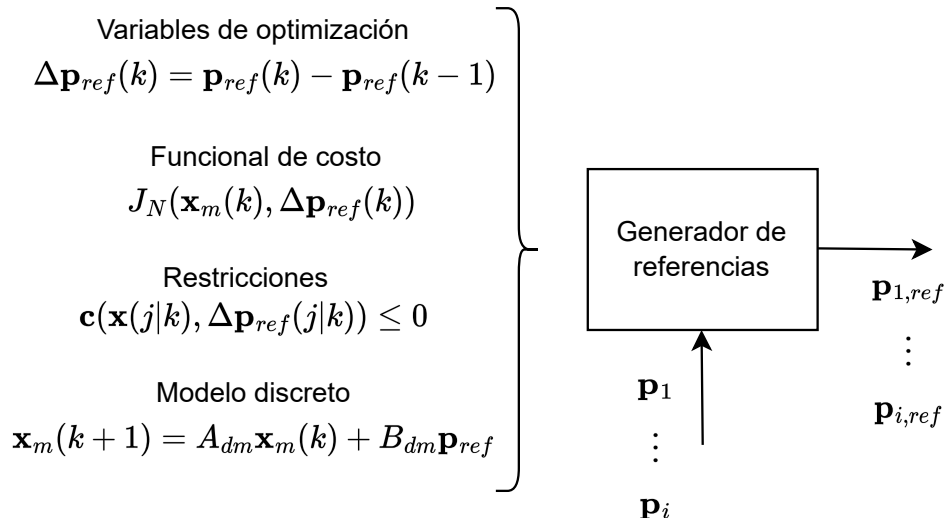


Figura 5.4: Esquema general de los elementos básicos en un enfoque MPC.

El enfoque MPC se describe como sigue: comenzando de un estado actual medido x_k , un problema de optimización no lineal con restricciones es resuelto sobre un intervalo futuro fijo, N , considerando los estados y restricciones futuras. El algoritmo entrega las referencias óptimas futuras para los siguientes $N - 1$ pasos, pero solo la primer referencia es la que se aplica al sistema. Después, el estado es medido en un tiempo $k + 1$, y entonces, se repite el algoritmo.

Para implementar el algoritmo, se requiere una versión discreta del modelo matemático del sistema. Dado que el modelo reducido está dado por Ecuación (5.23), la ganancia K es un parámetro desconocido, por lo que se realiza una identificación del sistema.

5.2.1. Modelo discreto

Para identificar el modelo traslacional, se utilizó una entrada tipo escalón y se guardaron los datos de entrada y salida. La Figura 5.5 muestra los resultados obtenidos.

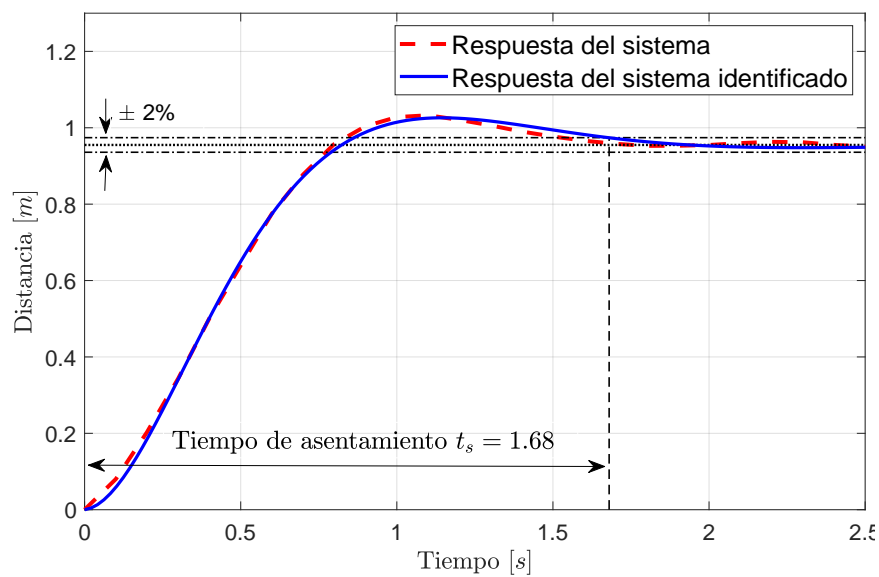


Figura 5.5: Respuesta al escalón del sistema traslacional x .

Una vez que la información fue obtenida, se utilizó la función de *MATLAB* *tfest* para identificar el modelo como una función de transferencia, la cual está dada por:

$$F(s) = \frac{13}{(s + 2.3)^2 + 2.7767^2} \quad (5.28)$$

Para la dinámica traslacional en y también se utilizó la misma metodología. Al definir $x_1 = x$, $x_2 = y$, $x_3 = \dot{x}$, y $x_4 = \dot{y}$ la función de transferencia se llevó a una representación en espacio de estados como:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{p}_{ref} \quad (5.29)$$

donde:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -k_2 & 0 & -k_1 & 0 \\ 0 & -k_2 & 0 & -k_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ k_2 & 0 \\ 0 & k_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{ref} \\ y_{ref} \end{bmatrix} \quad (5.30)$$

con el tiempo t discretizado como $t := kT$, donde $k \in \mathbb{N}$ es el instante de tiempo y T el tiempo de muestreo. Finalmente, se utilizó el método de Euler para discretizar la Ecuación (5.29), dando como resultado:

$$\mathbf{x}(k+1) = A_d \mathbf{x}(k) + B_d \mathbf{p}_{ref} \quad (5.31)$$

donde $A_d = I + TA$, $B_d = TB$ y $I \in \mathbb{R}^{4 \times 4}$ es la matriz identidad.

Variables de optimización

Una selección natural de las variables de optimización serían las referencias en posición, \mathbf{p}_{ref} , sin embargo, en la implementación en sistema embebido, esta selección podría estar limitada por la memoria del dispositivo, dado que la matriz de variables a optimizar está en función de las restricciones y el número de vehículos. Una selección más adecuada sería elegir los cambios en las referencias, $\Delta \mathbf{p}_{ref}(k) = \mathbf{p}_{ref}(k) - \mathbf{p}_{ref}(k-1)$, ya que en cada iteración no sería necesario guardar las variables anteriores porque las condiciones iniciales de los cambios en las referencias siempre serán cero.

Además, al elegir estas variables, desde un inicio se pueden definir sus umbrales de trabajo, $lb < 0$ y $ub > 0$ como:

$$lb < \Delta \mathbf{p}_{ref} < ub \quad (5.32)$$

donde, $lb < 0$ y $ub > 0$ y consecuentemente, su conjunto de búsqueda es reducido. Dado que cada vehículo se puede desplazar libremente en cualquiera de sus ejes traslacionales, los umbrales de trabajo son simétricos.

Función de costo

La funcional de costo está dada por:

$$J_N(\mathbf{x}_m(k), \Delta \mathbf{p}_{ref}(k)) = F(\mathbf{x}_m(N|k)) + \sum_{j=0}^{N-1} G(\mathbf{x}_m(j|k), \Delta \mathbf{p}_{ref}(j|k)) \quad (5.33)$$

sujeto a

$$\mathbf{x}_m(j+1|k) = A_{dm}\mathbf{x}_m(j|k) + B_{dm}\Delta \mathbf{p}_{ref}(j|k), \quad i = 0, \dots, N-1 \quad (5.34)$$

$$\mathbf{x}_m(0|k) = \mathbf{x}_m(k) \quad (5.35)$$

$$\mathbf{c}(\mathbf{x}(j|k), \Delta \mathbf{p}_{ref}(j|k)) \leq 0, \quad j = 1, \dots, N-1 \quad (5.36)$$

Donde las funciones F y G son los costos terminales y por etapa, respectivamente. Estos se definen como:

$$G(\mathbf{x}_m(k), \Delta \mathbf{p}_{ref}(k)) = \|\mathbf{p}_{1,ref} - \mathbf{p}_i\|^2 + \dots + \|\mathbf{p}_{M,ref} - \mathbf{p}_M\|^2 + K_{ref} \Delta \mathbf{p}_{ref}(k)^T \Delta \mathbf{p}_{ref}(k) \quad (5.37)$$

$$F(\mathbf{x}_m(k)) = \|\mathbf{p}_{1,ref} - \mathbf{p}_i\|^2 + \dots + \|\mathbf{p}_{M,ref} - \mathbf{p}_M\|^2 \quad (5.38)$$

donde K_{ref} es un factor de peso. Dado que cada vehículo tiene un objetivo final en posición, se definió la funcional de costo en función del error del objetivo final en posición con respecto de la posición actual de cada vehículo.

Restricciones del sistema

El sistema cautivo multi-agente de dos vehículos presenta dos tipos de restricciones, $\mathbf{c} = [\mathbf{c}_{obs}, \mathbf{c}_{UAVs}]^T$: *i*) las relacionadas con la distancia entre cada vehículo y los obstáculos en el escenario, \mathbf{c}_{obs} , y *ii*) las relacionadas con las distancias de seguridad entre los vehículos, \mathbf{c}_{UAVs} , donde se busca evitar colisiones entre estos, y prevenir un posible accidente por exceder la distancia máxima del cable que los ata. En el primer tipo de restricciones, el cable que une a los vehículos también debe satisfacer una distancia de seguridad con respecto al obstáculo. Para escribir estas restricciones en el algoritmo, se particionó el cable en n segmentos, donde cada uno de estos representa una restricción, tal como se muestra a

continuación:

$$P = \alpha UAV_i + (1 - \alpha) UAV_{i+1}, \quad \alpha \in [0, 1] \quad (5.39)$$

Donde el parámetro α denota la partición normalizada de cada segmento.

La Figura 5.6 muestra un ejemplo de un cable particionado en 6 segmentos, lo cual resulta en 7 restricciones.

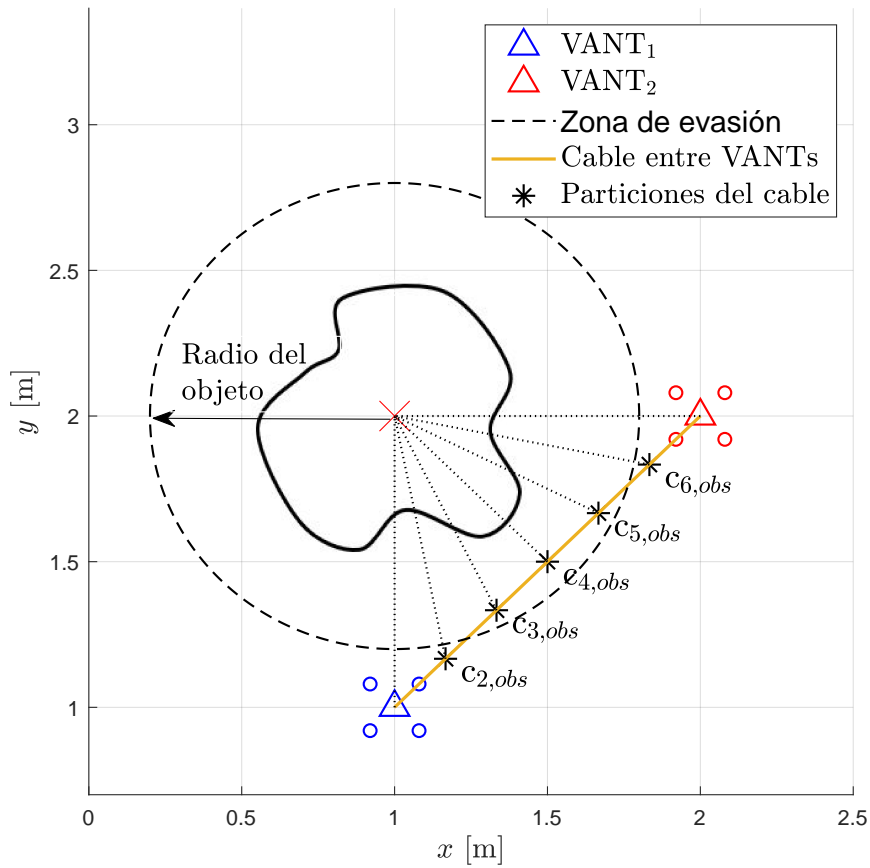


Figura 5.6: El cable de alimentación como restricción.

Las restricciones relacionadas a la distancia de seguridad entre los vehículos están definidas como:

$$r_{UAV} \leq \|\mathbf{p}_{i+1} - \mathbf{p}_i\| \leq L_{max} \quad (5.40)$$

donde r_{UAV} es la distancia mínima y L_{max} la máxima. Finalmente, todas las restricciones quedan como:

$$\mathbf{c}(\mathbf{x}_m(k), \Delta \mathbf{p}_{ref}(k)) = \begin{bmatrix} r_{object} - \|\mathbf{p}_1 - \mathbf{p}_{object}\| \\ r_{object} - \|\mathbf{Tether}_{1,p1} - \mathbf{p}_{object}\| \\ \vdots \\ r_{object} - \|\mathbf{Tether}_{1,pn} - \mathbf{p}_{object}\| \\ r_{object} - \|\mathbf{p}_2 - \mathbf{p}_{object}\| \\ \vdots \\ r_{object} - \|\mathbf{p}_M - \mathbf{p}_{object}\| \\ \hline \|\mathbf{p}_2 - \mathbf{p}_1\| - L_{max} \\ \vdots \\ \|\mathbf{p}_M - \mathbf{p}_{M-1}\| - L_{max} \\ r_{UAV} - \|\mathbf{p}_2 - \mathbf{p}_1\| \\ \vdots \\ r_{UAV} - \|\mathbf{p}_M - \mathbf{p}_{M-1}\| \end{bmatrix} \quad (5.41)$$

donde $\mathbf{p}_{object} = [x_{obj} \ y_{obj}]$ es la coordenada que representa el centro del obstáculo.

5.3. Simulaciones numéricas

Para las pruebas en simulación, se definió el siguiente escenario. Se consideraron tres vehículos atados utilizando dos cables con una longitud constante. Estos vehículos vuelan a una constante altura y mantienen fija su orientación. La misión de inspección consiste en llevar el equipo de UAVs de una posición inicial a una posición final satisfaciendo las restricciones del sistema. El objeto a inspeccionar se considera como un obstáculo fijo el cual los vehículos deben evadir.

Para resolver el problema de optimización se utilizó la función *fmincon*¹ de *Matlab*, la cual puede encontrar el mínimo de una función multivariable no lineal sujeta a restricciones. La cual presenta la siguiente estructura:

¹<https://www.mathworks.com/help/optim/ug/fmincon.html>, última vista: Enero 2023

$$\min_x f(x) \text{ tal que } \begin{cases} c(x) \leq 0 \\ ceq(x) = 0 \\ Ax \leq b \\ Ax = beq \\ lb \leq x \leq ub \end{cases}$$

Aplicado a este sistema la función queda descrita como:

$$\Delta v = fmincon(\text{costo}, \Delta v_0, A, b, Aeq, beq, lb, ub, restricciones, options)$$

donde, A, b, Aeq, beq, lb, ub , se dejan como elementos vacíos, la función de costo es la Ecuación (5.33), y la función de las restricciones no lineales es la Ecuación (5.41). Para las opciones se configuró como: Paso de tolerancia 0.01, evaluaciones máximas 50,000, y una tolerancia en las restricciones de 0.01. En el generador de referencias se utilizaron $N = 10$ pasos de predicción en cada iteración, por lo que Δv es una matriz de $Mm \times N$, siendo M el número de vehículos y m el número de estados de cada vehículo. Para las simulaciones numéricas se consideraron tres vehículos y de cada vehículo dos estados, x, y . La matriz Δv es entonces de dimensión, 6×10 .

Resultados de simulación. La misión consiste en llevar al equipo de tres vehículos atados, $VANT_1, VANT_2$ y $VANT_3$ a una posición final en las coordenadas, $[x_{1,obj}, y_{1,obj}]^T = [5, 3.5]^T$, $[x_{2,obj}, y_{2,obj}]^T = [4.5, 2.5]^T$. y $[x_{3,obj}, y_{3,obj}]^T = [4.2, 4.2]^T$ [m], partiendo de posiciones iniciales $x_{1,ini} = 1, y_{1,ini} = 2, x_{2,ini} = 1.5, y_{2,ini} = 1, x_{3,ini} = 2.5, y_{3,ini} = 0.5$ [m]. Las Figuras 5.7 y 5.8 muestran como las referencias generadas por el MPC llegan a la posición objetivo de la misión.

En la Figura 5.8 el vehículo 1 es el primero en llegar a la posición objetivo, sin embargo, este se tiene que mover para evitar el obstáculo, al igual que el vehículo 2, una vez que ambos esquivan el obstáculo, los vehículos llegan libremente a la posición final. Además, el vehículo 3 no tiene problemas en llegar al vehículo por lo que su trayectoria es una línea recta en el eje y .

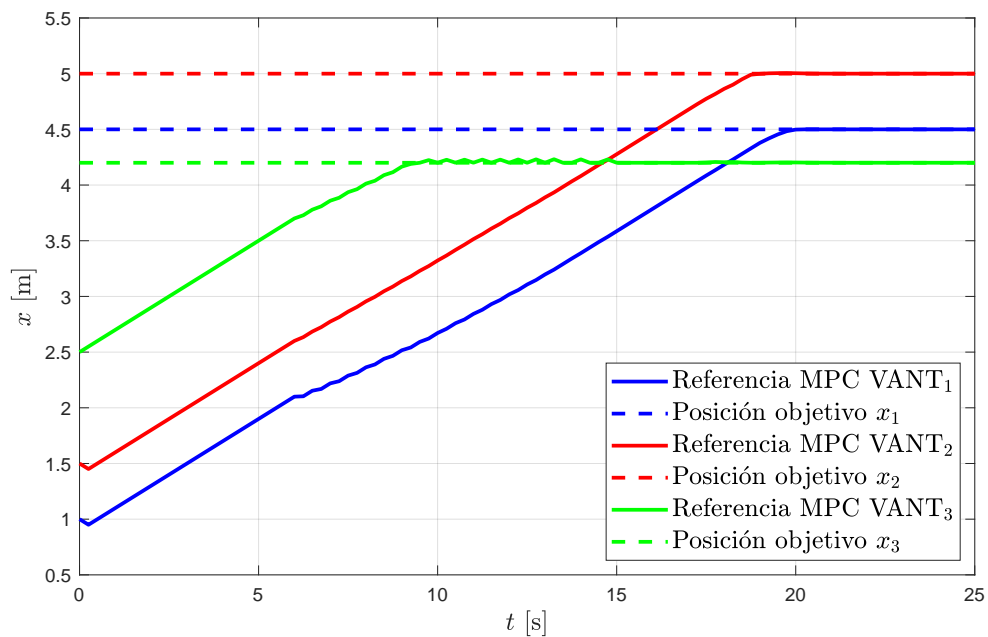


Figura 5.7: Referencias de MPC contra posiciones objetivo en el eje x .

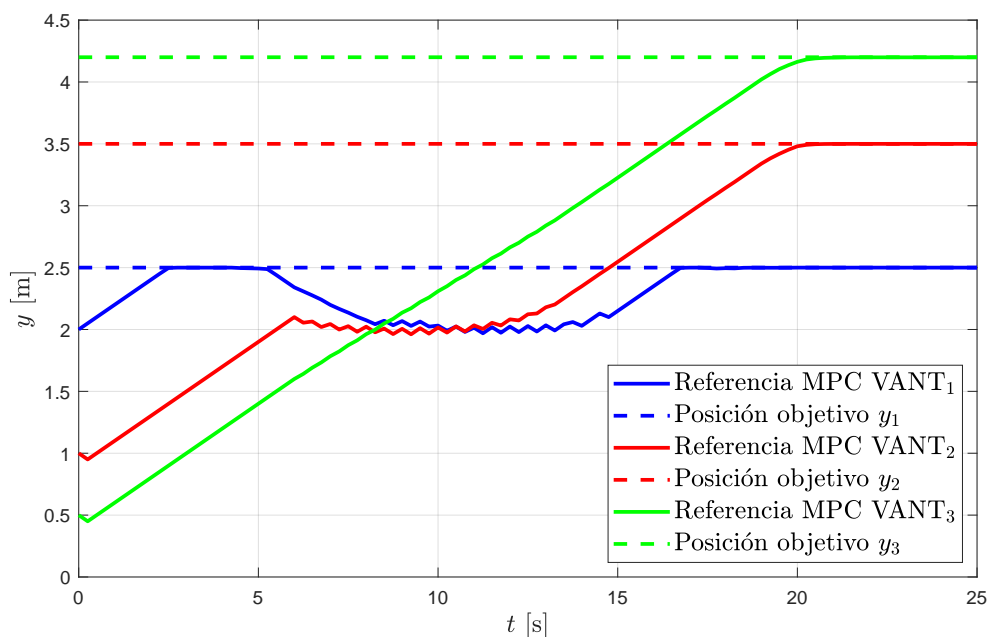


Figura 5.8: Referencias de MPC contra posiciones objetivo en el eje y .

En las Figuras 5.9 y 5.10 se muestran los diferenciales en referencias en el eje x y eje y , respectivamente. Estos diferenciales están restringidos entre ± 5 centímetros para simular velocidades bajas. Cuando los vehículos llegan a su posición final, estos diferenciales son cero. En la Figura 5.10, por un tiempo de diez segundos, los vehículos 2 y 3 presentan un fenómeno tipo *chattering* debido a que están siendo atraídos por la posición final y repelidos por el obstáculo.

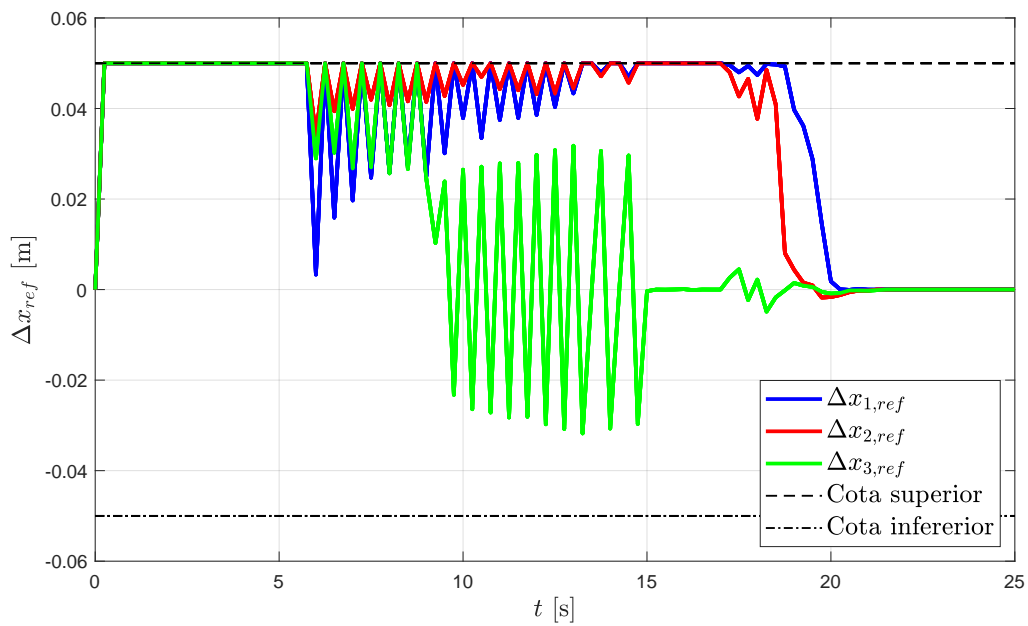


Figura 5.9: Diferenciales de referencias en el eje x .

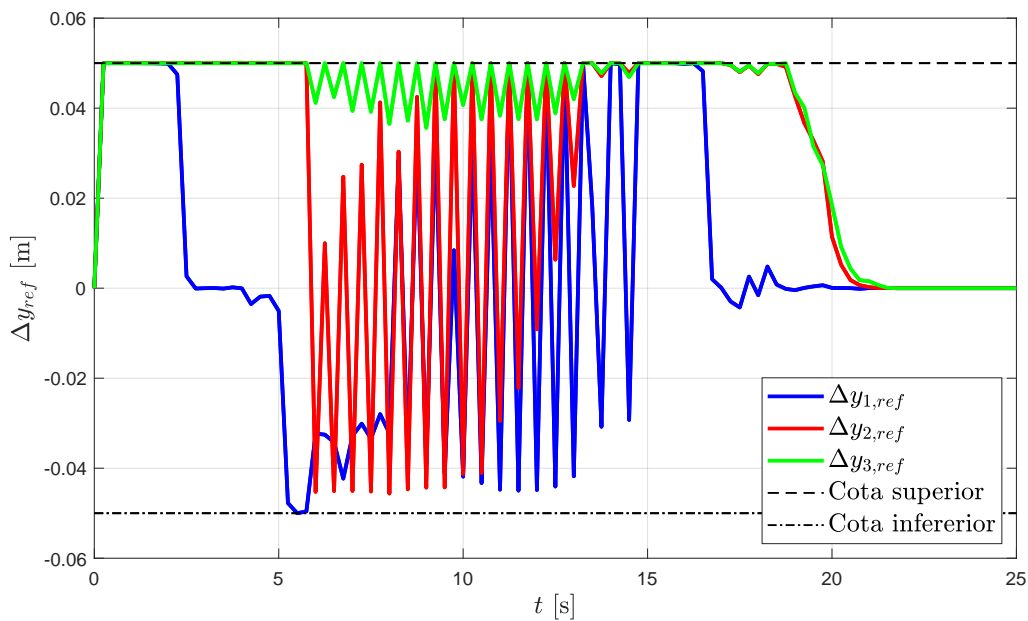


Figura 5.10: Diferenciales de referencias en el eje y .

En las Figuras 5.11 y 5.12 se muestra como se satisfacen las dos tipos de restricciones, las debidas a la distancia mínima y máxima entre los vehículos, y las debidas a la distancia de seguridad entre los vehículos y las particiones del cable que los une con respecto del obstáculo, respectivamente.

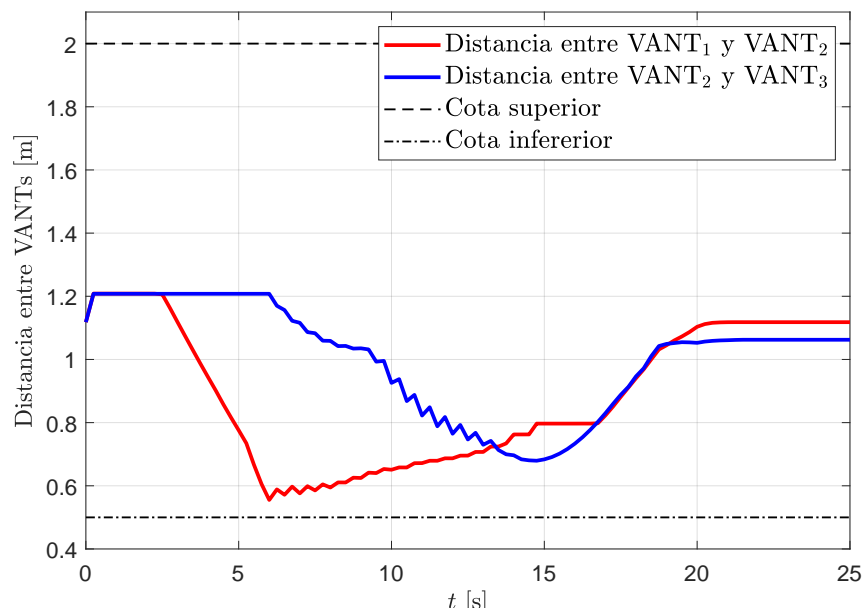


Figura 5.11: Restricciones de distancia máxima y mínima entre los tres VANTs.

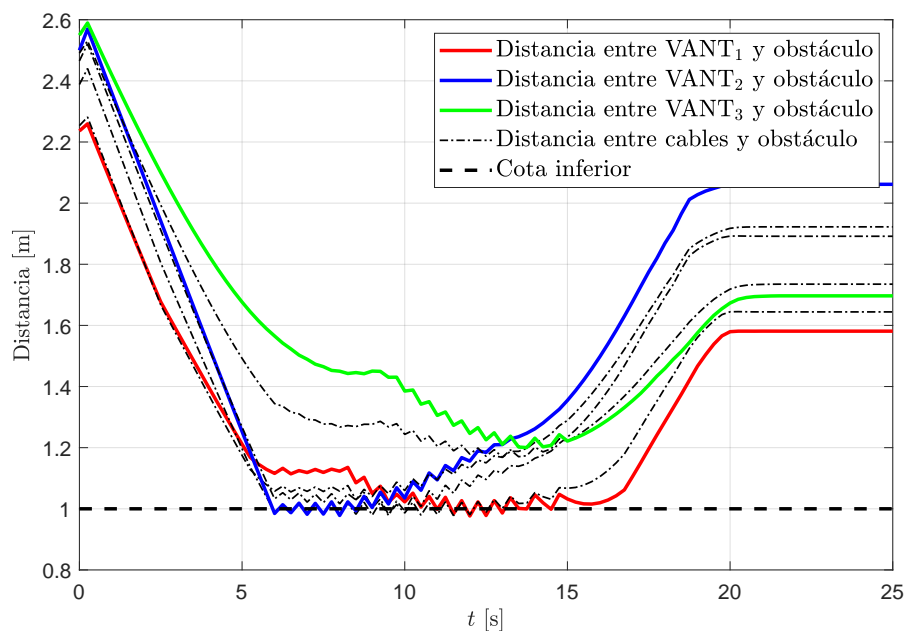


Figura 5.12: Restricción de distancia de seguridad entre los tres VANTs y su cable con respecto del obstáculo.

Finalmente, en la Figura 5.13 se muestra las referencias obtenidas para cada UAV en el plano $x - y$. Se puede observar que cuando los vehículos están cerca del radio de seguridad del objeto a inspeccionar, el generador calcula una referencia que atrae y repele a los vehículos. Además, en el primer instante de tiempo, el algoritmo los manda en una posición opuesta a la posición final de cada vehículo. El vehículo 3 es el que tiene menos dificultades para llegar a su posición final.

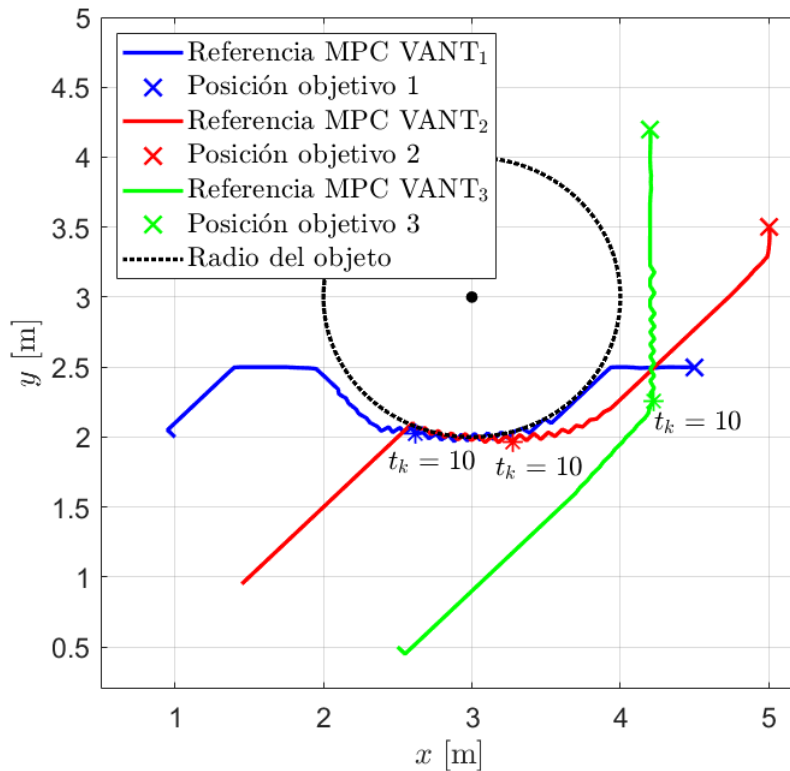


Figura 5.13: Trayectorias de los tres vehículos en la simulación numérica sobre el plano $X - Y$.

En las simulaciones numéricas realizadas, se utilizó el mismo modelo dinámico para el optimizador y los vehículos, por lo que se garantiza que siempre los vehículos alcanzarán las referencias dadas en cada instante por el MPC. Un parámetro de ajuste es la frecuencia en que funciona el generador de referencias, la cual se eligió de tal forma que les diera el suficiente tiempo a los vehículos de alcanzar la referencia anterior.

5.4. Pruebas experimentales

Para validar los algoritmos, se utilizarán un par de cuadricópteros *DJI Tello*, como se muestra en la Figura 5.14, los cuales tienen un cierto grado de autonomía; tienen estabilización en modo *hover* y se les puede mandar comandos de velocidad.



Figura 5.14: Cuadricóptero DJI Tello.

Estos algoritmos se correrán en una computadora de escritorio, utilizando *Robot Operating System* ROS como vínculo de comunicación entre los vehículos y la computadora. Dentro de ROS se correrán los algoritmos encargados de leer los estados de los vehículos y calcular la nueva referencia con base en el algoritmo de optimización, el cual será resuelto utilizando *MATLAB*.

5.4.1. Descripción de arquitectura ROS

ROS es un meta sistema operativo de código abierto para tu robot. Provee de servicios que se esperarían de un sistema operativo, incluyendo abstracción de hardware, control de dispositivos de bajo nivel, implementación de funcionalidades comunes, pasaje de mensaje entre procesos y manejo de paquetes. También brinda herramientas y librerías para obtener, construir, escribir y correr código a través y mediante varias computadoras.

El gráfico de procesos de ROS es una red de procesos peer-to-peer (potencialmente distribuidos en máquinas) que se acoplan de forma sencilla por medio de la infraestructura de comunicación de ROS. ROS implementa varios estilos de comunicación, incluyendo por ejemplo: comunicaciones del estilo RPC sincrónico sobre services, transmisiones de información asincrónica en topics, y guardado de datos en un servidor de parámetros (Parameter Server)². En la Figura 5.15 se muestra un diagrama a bloques del esquema propuesto para dos vehículos, utilizando la arquitectura de ROS.

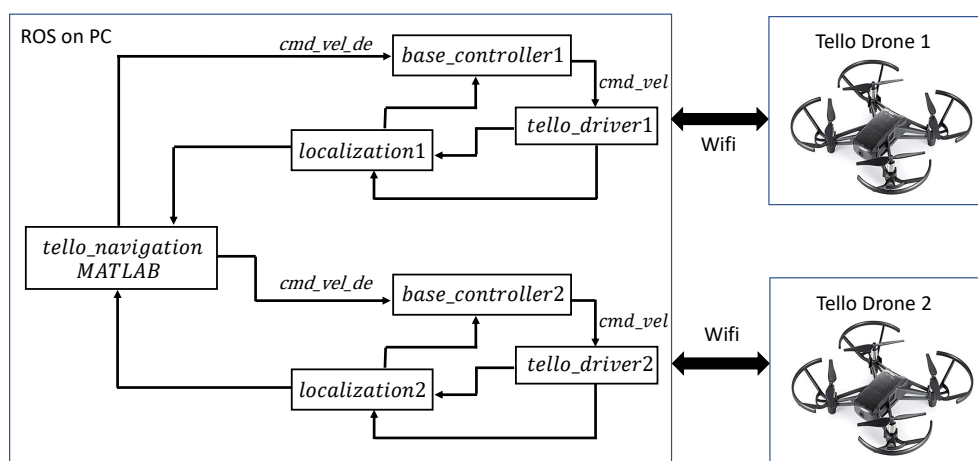


Figura 5.15: Diagrama a bloques del sistema para dos VANTs bajo la arquitectura de ROS.

²<http://wiki.ros.org/es/ROS/Introduccion>

Los nodos mostrados En la Figura 5.15 se definen como:

- *Tello_driver*. Es el programa que se encarga en enlazar directamente el hardware del vehículo con el sistema ROS. Como entrada recibe los estados del vehículo, posiciones, velocidades angulares, datos de la cámara, datos de los sensores para estimar la posición como el flujo óptico y de salida manda los comandos de velocidad que hacen que vehículo navegue.
- *Localization*. Es el que se encarga de calcular la posición del vehículo con respecto a un marco de referencia inercial. Como entrada principal toma el estado de posición y velocidad de la odometría.
- *Base_controller*. Es el controlador local del vehículo, el cual recibe los comandos de velocidad deseados provenientes del algoritmo de navegación y lo estados de posición y velocidad del vehículo para aplicar un algoritmo de control y entregar los comandos de velocidad al vehículo. Este nodo utiliza un controlador clásico *Proporcional-Integral-Derivativo*, basándose en el repositorio ³.
- *Navigation*. Se encarga de generar la trayectoria óptima de los vehículos, minimizando la energía y tomando como restricciones, ciertas distancias entre los vehículos, así como evadir algún obstáculo en el ambiente.

5.4.2. Implementación de la trayectoria por MPC

Para generar la trayectoria se utilizó el *ROS Toolbox* de *MATLAB*, el cual permite conectarse con la red de nodos de ROS. La Figura 5.16 ⁴ muestra como es la interfaz del *toolbox*.

³https://github.com/TOTON95/Bebop_ROS_Examples/tree/master/bebop_simple_test

⁴<https://www.mathworks.com/help/ros/>

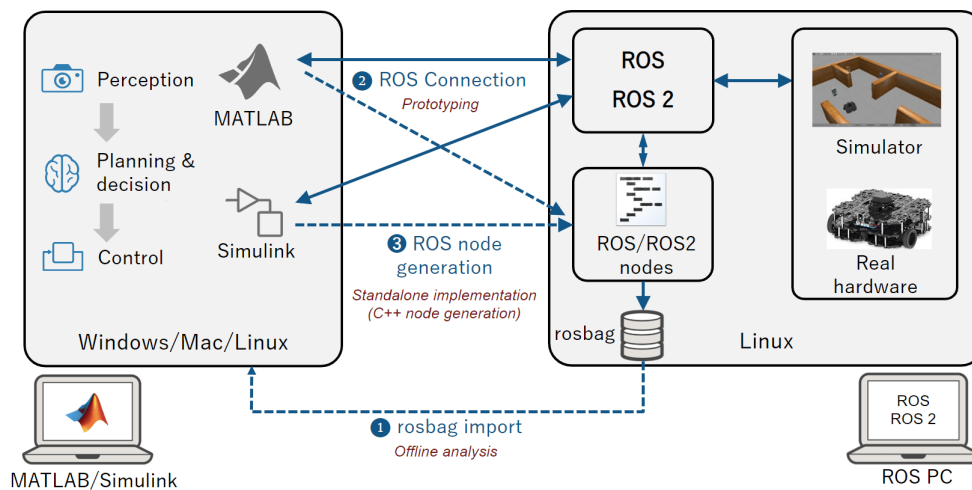


Figura 5.16: Esquema del ROS Toolbox de MATLAB.

El nodo de *MATLAB* se encargará de recibir los estados actuales de los vehículos, después utilizará la función *fmincon* para generar la nueva referencia, la cual será enviada al nodo *base – controller*. Dado que los vehículos solo reciben comandos de velocidad, la referencia deseada se debe convertir en un mensaje de este tipo. Esto se logra al diferenciarla con respecto del tiempo de muestreo.

Para la implementación se inicializaron todos los nodos de ROS referentes a la comunicación entre cada vehículo y la computadora, una vez que esté completa esta conexión se corrieron en *MATLAB* los programas referentes al generador de trayectorias. Dentro de *MATLAB* se pueden describir dos algoritmos principales; el primero como un lazo externo que se encarga de realizar la configuración necesaria de arranque y paro del sistema y el segundo como un lazo interno el cual se encarga de realizar los cálculos del generador de referencias.

Al inicializar la conexión entre los vehículos y la computadora, también se inició de forma paralela un nodo que conecta un control remoto con los vehículos. Los VANTs están configurados para navegar en dos modos de vuelo: i) modo estabilizante, en el cual se le pueden mandar comandos de velocidad lineal con el control remoto y ii) modo trayectoria, donde se realiza la navegación autónoma del equipo de vehículos. Con el control remoto se pueden realizar los cambios de modo de vuelo. El lazo externo del programa de *MATLAB* está compuesto de tres etapas: i) la primer etapa donde se inicializan las conexiones entre *MATLAB* y ROS, se lee un cero de referencia en el mapa, y se realiza una prueba para ver que el sistema está funcionando bien, ii) la segunda etapa donde se hace la navegación autónoma con el generador de referencias, y iii) la tercer etapa donde el equipo de vehículos llegaron a su objetivo final y se finaliza el sistema. En el Algoritmo 2 se muestran las etapas descritas.

Algoritmo 2 Lazo externo del generador de referencias

```

1: Inicializa ROS en MATLAB
2: Subscribe MATLAB al nodo de odometría de los VANTs
3: Haz Publicador a MATLAB en el nodo de referencias
4:                                     ▷ Etapa 1
5: for n do iteraciones
6:   Lee posiciones de VANTs
7:   Manda como referencia posición actual de VANTs
8: end for
9: Asigna posición actual como el cero en el referencial de cada VANT       ▷ Etapa 2
10: for n do iteraciones
11:   Lee posiciones actuales de los VANTs
12:   Calcula referencias con optimizador
13:   Manda referencias a cada VANT
14: end for                                     ▷ Etapa 3
15: while Verdadero do
16:   Manda como referencia posición actual de VANTs
17: end while

```

Para el lazo interno de *MATLAB* se manda llamar la función *fmincon*, la cual se alimenta principalmente de la posición actual de los vehículos. Esta función está programada inicialmente con el objetivo de la misión así como los parámetros de las restricciones y las ganancias del costo. El Algoritmo 3 muestra como se ejecuta el optimizador.

Algoritmo 3 Lazo interno del generador de referencias

```

1: INPUT: Posiciones actuales de los vehículos
2: OUTPUT: Referencias de cada vehículo
3: Inicialización de las variables
4: for hasta encontrar el óptimo do
5:   Calcula los diferenciales de referencia con @Costo @Restricciones
6: end for
7: Calcula referencias a partir de diferenciales
8: return Manda referencias
9:
10: Costo
11:   Calcula modelo discreto a N pasos
12:   Calcula costo
13:
14: Restricciones
15:   Calcula modelo discreto a N pasos
16:   Calcula restricciones a N pasos

```

Los Algoritmos 2 y 3 están completamente descritos en los anexos del Capítulo 7. Estos códigos aún se pueden optimizar en tiempo para obtener mejores resultados o en caso de que se necesite mejorar la velocidad de los VANTs. El optimizador depende totalmente de la

función *fmincon* de *MATLAB*, por lo que se debe garantizar que el problema a resolver tenga siempre un mínimo que satisfaga las restricciones y tolerancias de la función.

5.4.3. Resultados experimentales

El escenario experimental se definió como sigue: dos vehículos están atados por un cable de dos metros. Ambos UAVs tienen que llegar a una posición objetivo dada por $x_{1,target} = 1.6\text{m}$, $y_{1,target} = -1.6\text{m}$, $x_{2,target} = 2.5\text{m}$ y $y_{2,target} = -1.3\text{m}$, respectivamente. La altura y la orientación de guiñada están fijas a unos valores constantes. Se fija un radio de evasión, r_{object} , al objeto a inspeccionar. Las pruebas experimentales se realizaron en ambientes interiores, y utilizó un objeto real para emular el obstáculo. Para la determinar la posición de los vehículos se basó totalmente en la odometría de estos, la cual fue validada por mediciones reales.

En la Figura 5.17 y la Figura 5.18, respectivamente, se enfatiza el comportamiento de las trayectorias obtenidas para cada vehículo en los ejes x y y con respecto de las referencias del generador, donde se puede apreciar que el comportamiento dinámico del cada vehículo coincide con el descrito dado por la identificación que se realizó.

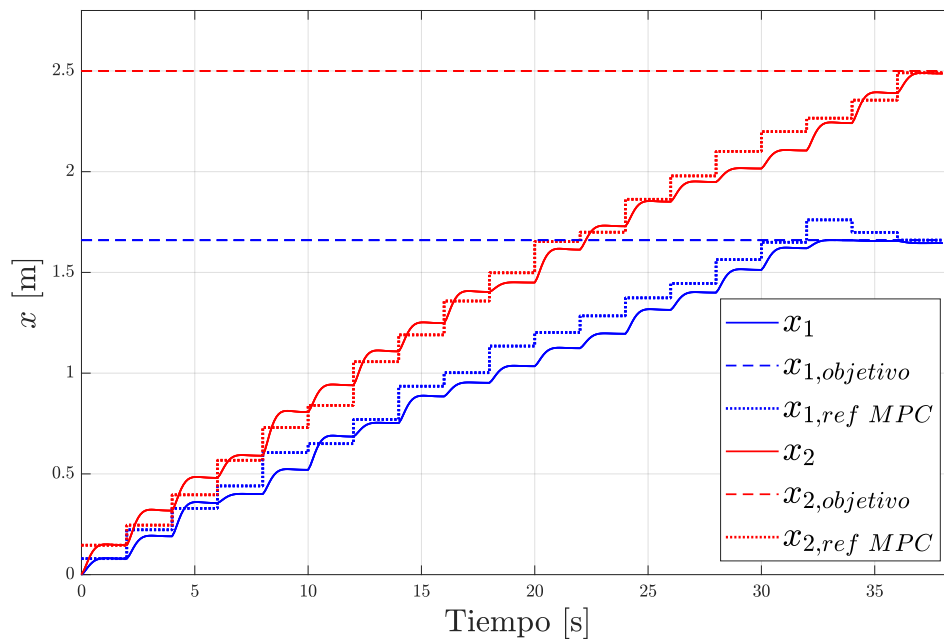


Figura 5.17: Comportamiento de los dos VANTs sobre el eje x .

A pesar de los pequeños errores entre las referencias y los estados de los UAVs, ambos vehículos llegan a las posiciones objetivo deseadas.

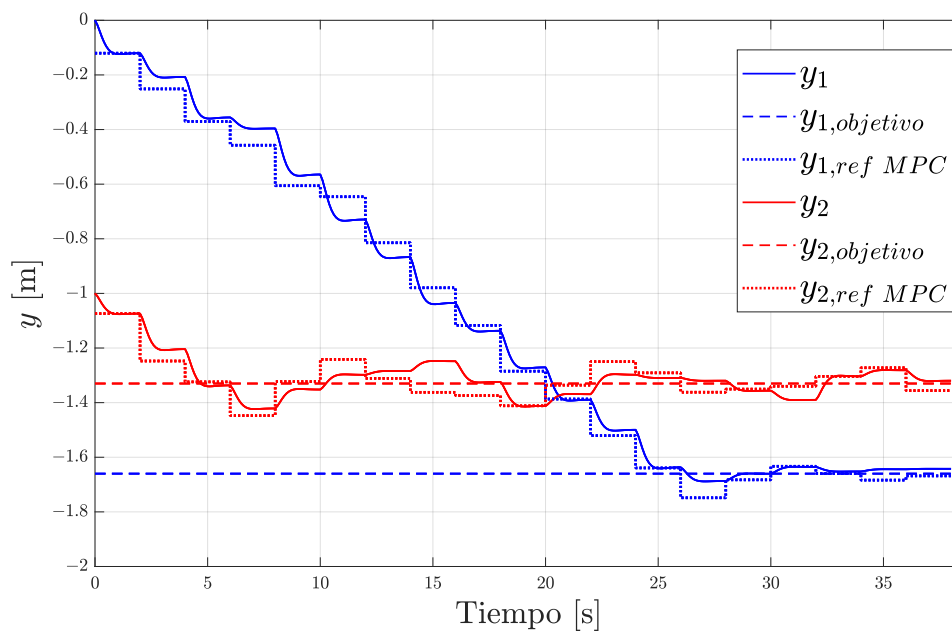


Figura 5.18: Comportamiento de los dos VANTs sobre el eje y .

En la Figura 5.19 se muestra como ambos vehículos satisfacen las restricciones impuestas por la Ecuación (5.41), manteniendo a los dos vehículos con sus respectivas ataduras a una distancia de seguridad del obstáculo.

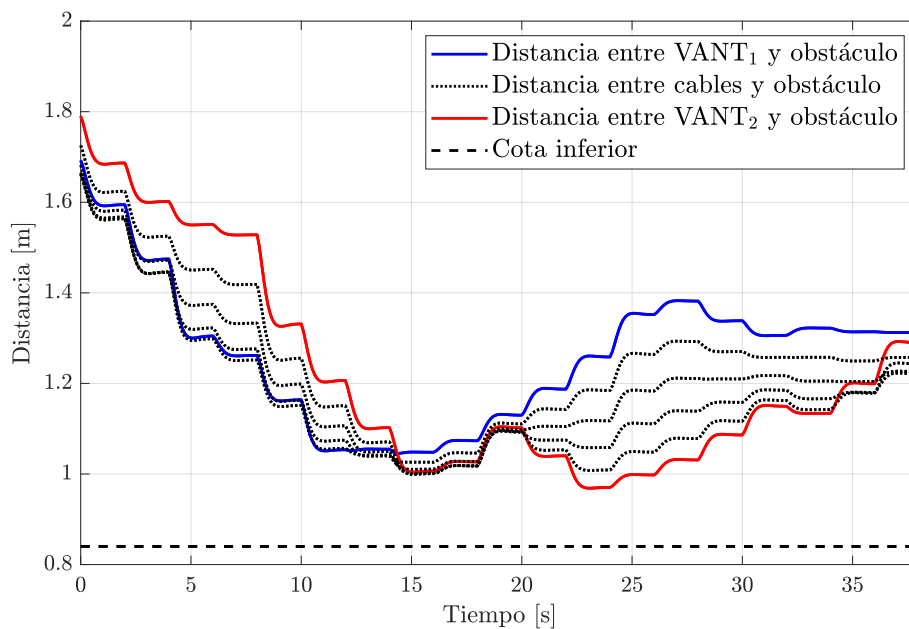


Figura 5.19: Restricciones de evasión del obstáculo de los dos VANTs.

La Figura 5.20 muestra como los dos vehículos se encuentran entre el rango definido por la distancia máxima y mínima entre estos.

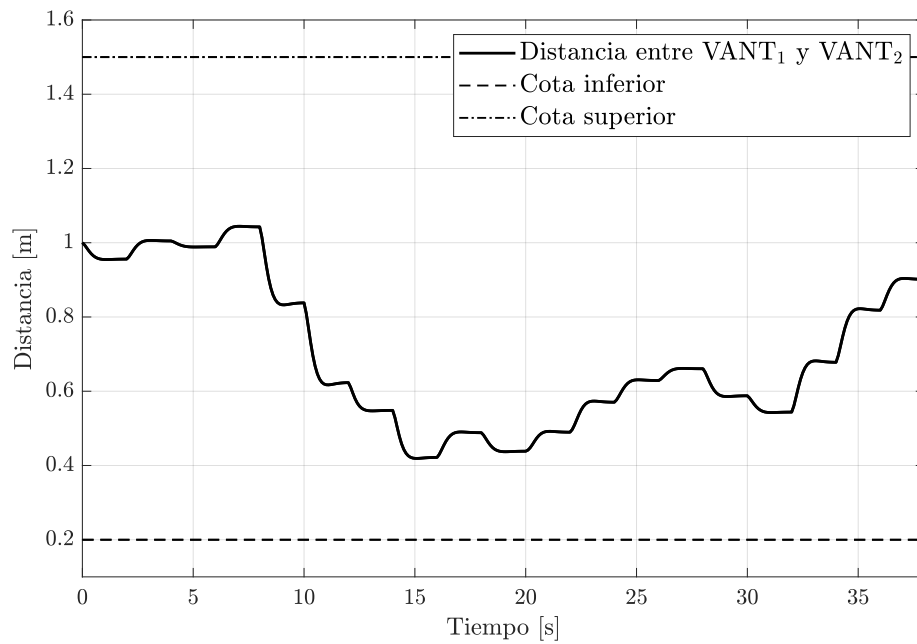


Figura 5.20: Restricciones de distancia entre los dos VANTs con respecto del tiempo.

En la Figura 5.21 los diferenciales en las referencias de posición de ambos vehículos, los cuales están restringidos a mantenerse en un rango de ± 0.2 [m].

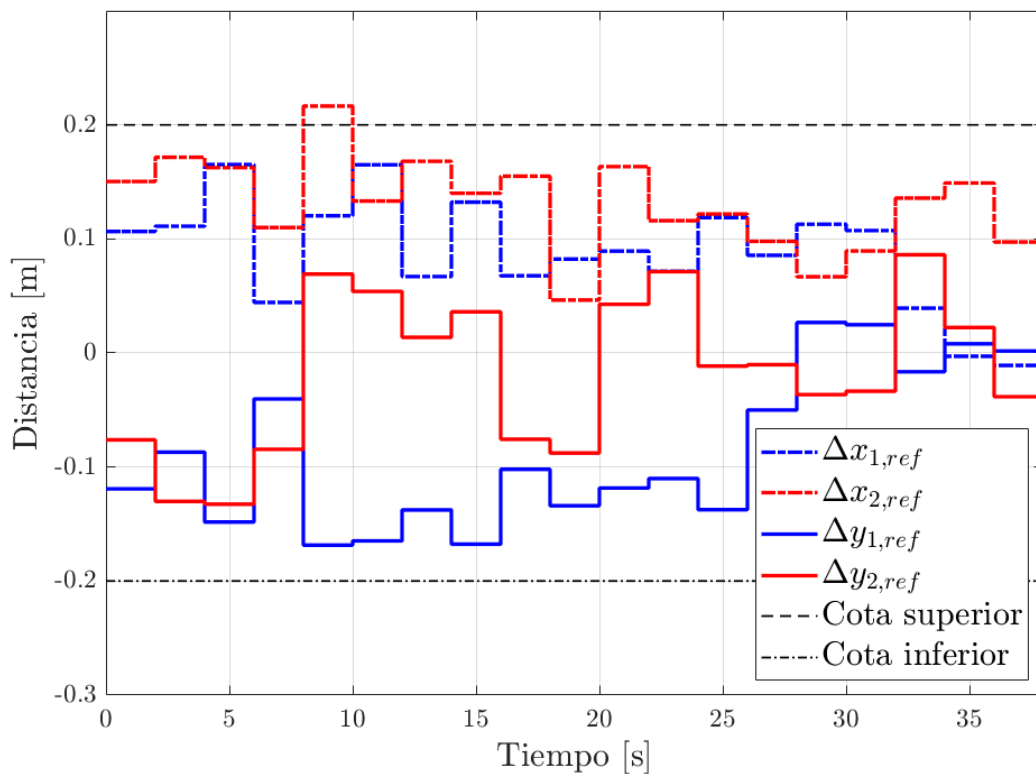


Figura 5.21: Diferenciales de referencias de los dos VANTs.

Estos diferenciales, son variables a optimizar del generador de referencias. Debido a los

errores en el sistema de medición de las posiciones al vehículo 2 le faltan unos centímetros para llegar a su posición final, lo cual se ve reflejado en la Figura 5.21 dado que se esperaría que todos los diferenciales lleguen a cero.

Por otro lado, en la Figura 5.21 se muestra como el diferencial $\Delta x_{2,ref}$ se sale un poco de la cota superior, este error se encuentra dentro del error de tolerancia configurado en la función de optimización, estando en el orden de las décimas de metro. Los otros tres referenciales restantes, convergen a una posición cercana al cero.

Las cotas se eligieron como el cambio mínimo de posición que el sistema de odometría calcula. Además, también están en función del espacio donde se realizaron las pruebas experimentales. Al elegir cotas más grandes, la velocidad de los vehículos también se incrementa y debido al espacio reducido podría incurrir en colisiones.

Finalmente, la Figura 5.22 muestra las trayectorias dadas por el generador y como los vehículos las siguen hasta llegar a la posiciones objetivo. Aunque la trayectoria de ambos vehículos converge en un punto, estos no colisionan debido a que pasaron por ese punto en diferentes tiempos. A pesar de los errores de seguimiento los vehículos llegan a sus posiciones finales.

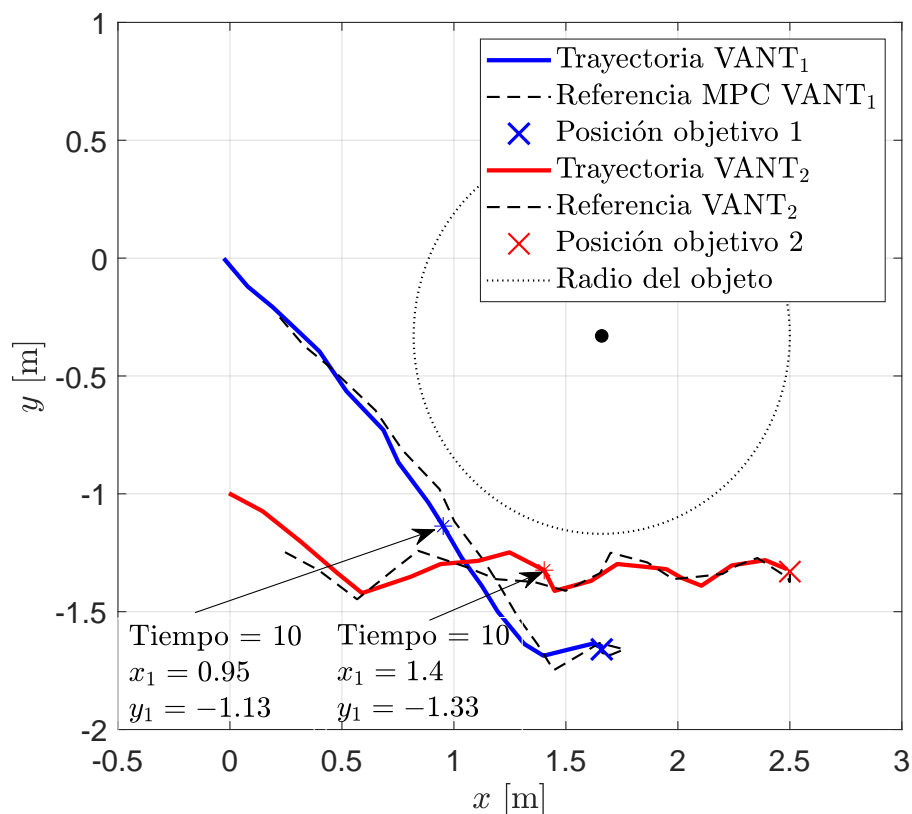


Figura 5.22: Trayectorias de los dos VANTs atados sobre el plano $X - Y$.

Conclusiones y trabajo futuro

6.1. Conclusiones

Derivado del trabajo de investigación desarrollado durante la ejecución de la presente tesis, es posible concluir lo siguiente:

- La caracterización del sistema de propulsión del vehículo multi-rotor permitió definir los elementos necesarios para el desarrollo del sistema modular de alimentación de energía basado en la utilización de un cable y convertidores de voltaje tanto en la estación terrestre como en cada vehículo. Los módulos de potencia desarrollados, permitieron diseñar un sistema escalable por lo que pueden ser utilizados en vehículos con una mayor demanda de potencia. De igual forma, el diseño de la estación terrestre propuesta permite liberar o retraer el cable de forma automática, usando un sistema de control en tensión.
- Mediante el análisis de la ecuación de la curva catenaria fue posible llevar a cabo la caracterización de la fuerza de tensión debida al peso del cable que actúa sobre cada vehículo. De igual forma, el análisis a partir de un cable que cuelga en dos soportes fijos, permitió determinar la longitud del cable que genera menos tensión sobre los vehículos. El sistema de medición de tensión propuesto basado en un arreglo de celdas de carga permitió validar las estimaciones dadas por la curva catenaria.
- El funcionamiento de las leyes de control diseñadas para estabilizar al vehículo tipo PVTOL atado a una estación terrestre, se validó a través de simulaciones numéricas, comparando la ley de control propuesta contra una ley convencional de estabilización.

- El sistema de generación de referencias propuesto permitió generar una trayectoria óptima para cada vehículo en cada instante de tiempo, minimizando la energía necesaria y simultáneamente, evitando que los vehículos colisionaran entre si y con posibles obstáculos estáticos.
- Los resultados en las simulaciones numéricas sirvieron como punto de referencia para las pruebas experimentales. La identificación del modelo fue una de las partes clave tanto para las simulaciones como para las pruebas experimentales.
- El funcionamiento del sistema de generación de referencias fue validado mediante la utilización de dos vehículos *DJI Tello*. Dichos vehículos son comandados por una estación terrestre en donde se resuelve el problema de navegación y se generan las señales de control de posición que garantizaron la convergencia de las referencias deseadas.

6.2. Trabajo futuro

El presente trabajo de tesis se puede tomar como referencia para mejorar el prototipo diseñado, así como utilizar el sistema en otros escenarios no considerados. A continuación se presentan algunos puntos a considerar del trabajo a futuro del sistema presentado:

- Con el fin de medir la tensión que ejercía el peso del cable en cada vehículo se analizaron las ecuaciones de la curva catenaria y se diseñó un sistema de medición de tensión, utilizando celdas de carga. Sin embargo, aunque la parte teórica está validada y se realizaron algunas pruebas experimentales, aún falta por realizar comparaciones del sistema diseñado con los cálculos estimados. Esta comparación validará los resultados de tensión obtenidos con el sistema de medición y de ser así, se garantizará que la tensión es completamente compensada por los controladores.
 - Tomando como referencia el problema de la medición de la tensión debida al peso del cable, otro enfoque que puede lidiar con esto es un control con rechazo activo de perturbaciones o un control robusto, siempre y cuando se conozcan las cotas de la fuerza.
 - La parte de seguridad en caso de falla se puede mejorar al agregar un circuito que haga el cambio instantáneo entre la alimentación por cable y una batería LiPo que lleve el vehículo que le permita aterrizar.
-

- El diseño conceptual del cabrestante automático fue diseñado y presentado, y aunque se realizó un prototipo, le faltan pruebas por realizar en cuanto al control de la liberación y retracción del cable.
 - Cuando se consideran múltiples vehículos, cada uno de estos, exceptuando el último, deberá cargar un cabrestante automático, este diseño no fue considerado en el trabajo. Aunque se pudiera partir del diseño propuesto, este cabrestante debe ser lo menos pesado posible para no afectar la carga útil del vehículo.
 - El tamaño del sistema de ventilación propuesto para los módulos de potencia puede ser optimizado para dejar más espacio para los otros subsistemas y también para tener más carga útil.
 - La parte experimental del sistema de múltiples VANTs cautivos se pudiera extender para un equipo de al menos tres vehículos, con el fin de realizar misiones más complejas. Además, en este trabajo solo se consideró la navegación bidimensional, la cual se pudiera extender a una navegación tridimensional. Al contemplar alturas diferentes en los vehículos es necesario realizar un análisis más profundo de la forma de la catenaria entre los VANTs así como sus tensiones. Otro problema a considerar cuando la altura es variable es que las hélices de cada vehículo pueden colisionar con el cable de alimentación por lo que se debe imponer restricciones espaciales adicionales.
 - A pesar de los buenos resultados con el sistema de localización de los vehículos basado en la odometría, la implementación de un sistema de localización con referencias globales daría mejores resultados en el seguimiento de trayectorias.
 - El generador de referencias depende totalmente de *MATLAB*, por lo que limita la reproducibilidad del trabajo realizado, además, de que si el prototipo se quisiera comercializar es necesario pasar el solucionador a un software de acceso libre.
 - El tiempo en el que la función *fmincon* soluciona el problema no lineal para dos o tres vehículos con los escenarios planteados es suficiente para generar buenos resultados, sin embargo, al agregar más restricciones o más vehículos el tiempo crecería drásticamente. Una posible solución es agregar el gradiente de las restricciones y de la función de costo, y si es posible, también agregar el Hessiano. Al no agregar estos términos, la función utiliza una aproximación por diferencias finitas.
-

- El sistema de múltiples vehículos atados realizado en este trabajo es centralizado, donde toda la carga computacional se centra en la computadora de la estación terrestre, otra posible arquitectura es optar por un sistema distribuido, donde cada vehículo calcule su propia trayectoria. Con este cambio de arquitectura el tiempo de solución del generador se acorta, por lo que el sistema de múltiples vehículos sería más fácil de escalar.
 - Para vehículos de menor potencia, como los que se utilizaron para las pruebas, el sistema de potencia diseñado con los convertidores adquiridos, además del tamaño, la potencia es mucho mayor de la necesaria, por lo que se necesita diseñar un nuevo sistema de potencia.
-

7.1. Códigos en MATLAB

7.1.1. Función principal

```
roshutdown
rosinit

mysub1 = rossubscriber ...
    ("/tello1/tello_localization/odom_driftless");
[mypub1, pubMsg1] = rospublisher ...
    ("/tello1/tello_base_control/reference");
mysub2 = rossubscriber ...
    ("/tello2/tello_localization/odom_driftless");
[mypub2, pubMsg2] = rospublisher ...
    ("/tello2/tello_base_control/reference");

pause(1);

pose_1 = [0.0, 0.0, 0.0]; %Inializacion de variable
pose_2 = [0.0, 0.0, 0.0]; %Inializacion de variable

ciclo1 = 0;
while(ciclo1 < 10)
```

```
recmsg1 = receive(mysub1,3);
pose1 = recmsg1.Pose.Pose;
pose_1(1) = pose1.Position.X;
pose_1(2) = pose1.Position.Y;
pose_1(3) = pose1.Position.Z;
disp(pose_1);

recmsg2 = receive(mysub2,3);
pose2 = recmsg2.Pose.Pose;
pose_2(1) = pose2.Position.X;
pose_2(2) = pose2.Position.Y;
pose_2(3) = pose2.Position.Z;
disp(pose_2);

pubMsg1.Position.X = pose_1(1);
pubMsg1.Position.Y = pose_1(2);
pubMsg1.Position.Z = pose_1(3);

pubMsg2.Position.X = pose_2(1);
pubMsg2.Position.Y = pose_2(2);
pubMsg2.Position.Z = pose_2(3);

send(mypub1, pubMsg1);
send(mypub2, pubMsg2);

cicl01 = cicl01 + 1;
disp('Conteo = ');
disp(cicl01);
pause(1);
end

%Lectura de ceros referenciales -----
```

```
recmsg1 = receive(mysub1,3);
pose1 = recmsg1.Pose.Pose;
zerol_x = pose1.Position.X;
zerol_y = pose1.Position.Y;
disp('zeros uav 1');
disp(zerol_x);
disp(zerol_y);
pause(1);

recmsg2 = receive(mysub2,3);
pose2 = recmsg2.Pose.Pose;
zero2_x = pose2.Position.X;
zero2_y = pose2.Position.Y;
disp('zeros uav 2');
disp(zero2_x);
disp(zero2_y);
pause(1);

% Trayectoria optima a M pasos-----

M = 1;
ref1 = zeros(2, M); % Para graficar
ref2 = zeros(2, M); % Para graficar
pos1_xy = zeros(2, M);
pos2_xy = zeros(2, M);

% while(true)
for i = 1:15
    recmsg1 = receive(mysub1,3);
    pose1 = recmsg1.Pose.Pose;
    pose_1(1) = pose1.Position.X - zerol_x;
```

```
pose_1(2) = pose1.Position.Y - zero1_y;
pose_1(3) = pose1.Position.Z;
disp('Posicion 1');
disp(pose_1);
pos1_xy(:,i) = [pose_1(1); pose_1(2)];

recmsg2 = receive(mysub2,3);
pose2 = recmsg2.Pose.Pose;
pose_2(1) = pose2.Position.X - zero2_x;
pose_2(2) = pose2.Position.Y - zero2_y - 0.9;
pose_2(3) = pose2.Position.Z;
disp('Posicion 2');
disp(pose_2);
pos2_xy(:,i) = [pose_2(1); pose_2(2)];

pos_ref = Fnc2uav(pose_1, pose_2);
pubMsg1.Position.X = pos_ref(1) + zero1_x;
pubMsg1.Position.Y = pos_ref(2) + zero1_y;
pubMsg1.Position.Z = pose_1(3);
disp('Referencia 1');
disp(pos_ref(1:2));
ref1(:,i) = pos_ref(1:2);

pubMsg2.Position.X = pos_ref(3) + zero2_x;
pubMsg2.Position.Y = pos_ref(4) + zero2_y + 0.9;
pubMsg2.Position.Z = pose_1(3);
disp('Referencia 2');
disp(pos_ref(3:4));
ref2(:,i) = pos_ref(3:4);

send(mypub1, pubMsg1);
send(mypub2, pubMsg2);
```

```
        pause(3);
    end
% end

disp('Finalizo');

while(true)
    recmsg1 = receive(mysub1,3);
    pose1 = recmsg1.Pose.Pose;
    pose_1(1) = pose1.Position.X;
    pose_1(2) = pose1.Position.Y;
    pose_1(3) = pose1.Position.Z;

    recmsg2 = receive(mysub2,3);
    pose2 = recmsg2.Pose.Pose;
    pose_2(1) = pose2.Position.X;
    pose_2(2) = pose2.Position.Y;
    pose_2(3) = pose2.Position.Z;

    pubMsg1.Position.X = pose_1(1);
    pubMsg1.Position.Y = pose_1(2);
    pubMsg1.Position.Z = pose_1(3);

    pubMsg2.Position.X = pose_2(1);
    pubMsg2.Position.Y = pose_2(2);
    pubMsg2.Position.Z = pose_2(3);

    send(mypub1, pubMsg1);
    send(mypub2, pubMsg2);

    pause(3);
end
```

7.1.2. Optimización

```

%Evade obstaculo con centro

% function pos_ref = miFuncion(pose_, ref_ant)
function pos_ref = Fnc2uav(pose_1, pose_2)

global vk wk N m r_obs ...
    r_uav x1des y1des x2des y2des obs_x obs_y

%-----Parametros del sistema -----

obs_x = -0.6; % Centro en x del obstaculo
obs_y = -0.6; % Centro en y del obstaculo
% obs_x = 2; % Centro en x del obstaculo
% obs_y = 1; % Centro en y del obstaculo

x1des = 1.5; %--prueba segura
y1des = 0.0; %--prueba segura
x2des = 1.5; %--prueba segura
y2des = -0.9; %--prueba segura

% x1des = 2.4;
% y1des = 0.6;
% x2des = 2.4;
% y2des = 1.5;

r_obs = 0.4; % radio de evasion del obstaculo
r_uav = 0.2; % radio de seguridad de los uavs
N = 10;      % pasos hacia delante del optimizador
m = 4;      % estados del vehiculo (x,y)

```

```
% vk = zeros(m,1); % referencia en el instante k
% wk = zeros(m,1); % posicion del vehiculo en inst k

%Condiciones iniciales del vehiculo
x1 = pose_1(1);
y1 = pose_1(2);
x2 = pose_2(1);
y2 = pose_2(2);

vk = [x1; y1; x2; y2];
wk = [x1; y1; x2; y2];

%-----Inializacion del fmincon -----
dv0 = zeros(m,N); % inicializacion de las variables a optimizar
A = [];
b = [];
Aeq = [];
beq = [];
% lb = [];
% ub = [];
lb = -0.2*ones(m,N);
ub = 0.2*ones(m,N);

options = optimoptions(@fmincon,...
    'Display','none','StepTolerance',1e-3,...
    'MaxFunctionEvaluations',50000,'ConstraintTolerance',1e-3);
nonlcon = @restricciones;

% tic
dv = fmincon(@costo,dv0,A,b,Aeq,beq,lb,ub,nonlcon,options);
% toc
pos_ref = wk + dv(:,1);
```

end

```
function J = costo(dv)

global N m vk wk x1des y1des x2des y2des

    v = zeros(m,N+1);
    v(:,1) = vk;
    for j=1:N
        v(:,j+1) = v(:,j) + dv(:,j);
    end

%     disp(v);

%ganancias
beta_mpc = 10^(-3);
Tu = 2.5*10^(-1);
wp = 2;
g1 = diag([1-Tu*wp, 1-Tu*wp, 1-Tu*wp, 1-Tu*wp]);
g2 = diag([Tu*wp, Tu*wp, Tu*wp, Tu*wp]);
w = zeros(m,N+1);
w(:,1) = wk;

for j=1:N
    w(:,j+1) = g1*w(:,j) + g2*v(:,j);
end

%     disp(w);

J = 0;
```

```

P1des = [x1des; y1des];
P2des = [x2des; y2des];

for j = 2:N
    P1 = w(1:2, j);
    P2 = w(3:4, j);
    l = 1*norm(P1des - P1)^2 + 1*norm(P2des - P2)^2 ...
        + 1*beta_mpc*(dv(:, j)'*dv(:, j));
    J = J + l;
end

g_mpc = 1*norm(P1des - w(1:2, N+1))^2 + ...
        1*norm(P2des - w(3:4, N+1))^2 ;
J = J + g_mpc;
% disp('Costo')
% disp(J)
end

```

```

function [c, ceq] = restricciones(dv)
global N m wk vk h r_obs r_uav obs_x obs_y

ceq = [];

v = zeros(m, N+1);
v(:, 1) = vk;
for j=1:N
    v(:, j+1) = v(:, j) + dv(:, j);
end

Tu = 2.5*10^(-1);
wp = 2;

```

```
g1 = diag([1-Tu*wp, 1-Tu*wp, 1-Tu*wp, 1-Tu*wp]);
g2 = diag([Tu*wp, Tu*wp, Tu*wp, Tu*wp]);
w = zeros(m, N+1);
w(:, 1) = wk;

for j=1:N
    w(:, j+1) = g1*w(:, j) + g2*v(:, j);
end

ob1 = [obs_x; obs_y];

h = zeros(3, N);
for j=2:N+1
    gp1 = w(1:2, j); % x1, y1
    gp2 = w(3:4, j); % x2, y2
    h1 = -norm(gp1 - ob1)^2 + r_obs^2;
    h2 = -norm(gp2 - ob1)^2 + r_obs^2;
    h3 = -norm(gp1 - gp2)^2 + r_uav^2;
    h(:, j) = [h1; h2; h3];
end
% disp('Restricciones')
% disp(h)
c = h;
end
```

Bibliografía

- [1] P. C. Garcia, R. Lozano, and A. E. Dzul, *Modelling and control of mini-flying machines*. Springer Science & Business Media, 2005.
- [2] Y. Wu, S. Wu, and X. Hu, “Multi-constrained cooperative path planning of multiple drones for persistent surveillance in urban environments,” *Complex & Intelligent Systems*, vol. 7, no. 3, pp. 1633–1647, 2021.
- [3] G. Cardona, D. Tellez-Castro, and E. Mojica-Nava, “Cooperative transportation of a cable-suspended load by multiple quadrotors,” *IFAC-PapersOnLine*, vol. 52, no. 20, pp. 145–150, 2019.
- [4] K. S. Pratt, R. R. Murphy, J. L. Burke, J. Craighead, C. Griffin, and S. Stover, “Use of tethered small unmanned aerial system at berkman plaza ii collapse,” in *2008 IEEE International Workshop on Safety, Security and Rescue Robotics*, pp. 134–139, IEEE, 2008.
- [5] Z. Xu, J. Yang, C. Peng, Y. Wu, X. Jiang, R. Li, Y. Zheng, Y. Gao, S. Liu, and B. Tian, “Development of an uas for post-earthquake disaster surveying and its application in ms7. 0 lushan earthquake, sichuan, china,” *Computers & Geosciences*, vol. 68, pp. 22–30, 2014.
- [6] A. Nedjati, B. Vizvari, and G. Izbirak, “Post-earthquake response by small uav helicopters,” *Natural Hazards*, vol. 80, no. 3, pp. 1669–1688, 2016.
- [7] J. Dufek, X. Xiao, and R. Murphy, “Visual pose stabilization of tethered small unmanned aerial system to assist drowning victim recovery,” in *2017 IEEE International Symposium on Safety, Security and Rescue Robotics (SSRR)*, pp. 116–122, IEEE, 2017.

-
- [8] H. Shakhathreh, A. H. Sawalmeh, A. Al-Fuqaha, Z. Dou, E. Almaita, I. Khalil, N. S. Othman, A. Khreishah, and M. Guizani, “Unmanned aerial vehicles (uavs): A survey on civil applications and key research challenges,” *Ieee Access*, vol. 7, pp. 48572–48634, 2019.
- [9] M. N. Boukoberine, Z. Zhou, and M. Benbouzid, “A critical review on unmanned aerial vehicles power supply and energy management: Solutions, strategies, and prospects,” *Applied Energy*, vol. 255, p. 113823, 2019.
- [10] S. Lupashin and R. D’Andrea, “Stabilization of a flying vehicle on a taut tether using inertial sensing,” in *2013 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp. 2432–2438, IEEE, 2013.
- [11] L. Zikou, C. Papachristos, and A. Tzes, “The power-over-tether system for powering small uavs: Tethering-line tension control synthesis,” in *2015 23rd Mediterranean Conference on Control and Automation (MED)*, pp. 681–687, IEEE, 2015.
- [12] Y. Jiang, “Modeling and simulation of a new tethered wind power system,” in *2018 2nd International Conference on Green Energy and Applications (ICGEA)*, pp. 183–187, IEEE, 2018.
- [13] K.-H. Chang and S.-K. Hung, “Design and implementation of a tether-powered hexacopter for long endurance missions,” *Applied Sciences*, vol. 11, no. 24, p. 11887, 2021.
- [14] K. P. Jain, P. Kotaru, M. de Sa, M. W. Mueller, and K. Sreenath, “Tethered power supply for quadcopters: Architecture, analysis and experiments,” *arXiv preprint arXiv:2203.08180*, 2022.
- [15] S. Kiribayashi, J. Ashizawa, and K. Nagatani, “Modeling and design of tether powered multicopter,” in *2015 IEEE International Symposium on Safety, Security, and Rescue Robotics (SSRR)*, pp. 1–7, IEEE, 2015.
- [16] W. Walendziuk, P. Falkowski, and K. Kulikowski, “The analysis of power supply topologies for tethered drone applications,” *Multidisciplinary Digital Publishing Institute Proceedings*, vol. 51, no. 1, p. 25, 2020.
-

-
- [17] W. Walendziuk, D. Oldziej, and M. Slowik, “Power supply system analysis for tethered drones application,” in *2020 International Conference Mechatronic Systems and Materials (MSM)*, pp. 1–6, IEEE, 2020.
- [18] S. Y. Choi, B. H. Choi, S. Y. Jeong, B. W. Gu, S. J. Yoo, and C. T. Rim, “Tethered aerial robots using contactless power systems for extended mission time and range,” in *2014 IEEE Energy Conversion Congress and Exposition (ECCE)*, pp. 912–916, IEEE, 2014.
- [19] X. Liang, S. Zhao, G. Chen, G. Tong, L. Jiang, and W. Zhang, “Design and development of ground control system for tethered uav,” in *2019 IEEE International Conference on Unmanned Systems (ICUS)*, pp. 291–296, IEEE, 2019.
- [20] Y. He, B. Liang, and W. Xu, “Study on the stability of tethered satellite system,” *Acta Astronautica*, vol. 68, no. 11-12, pp. 1964–1972, 2011.
- [21] H. Kojima, Y. Furukawa, and P. M. Trivailo, “Experimental study on delayed feedback control for libration of tethered satellite system,” *Journal of guidance, control, and dynamics*, vol. 35, no. 3, pp. 998–1002, 2012.
- [22] T. A. Wood, H. Hesse, A. U. Zraggen, and R. S. Smith, “Model-based flight path planning and tracking for tethered wings,” in *2015 54th IEEE Conference on Decision and Control (CDC)*, pp. 6712–6717, IEEE, 2015.
- [23] N. Rontsis, S. Costello, I. Lymperopoulos, and C. N. Jones, “Improved path following for kites with input delay compensation,” in *2015 54th IEEE Conference on Decision and Control (CDC)*, pp. 656–663, IEEE, 2015.
- [24] S.-R. Oh, K. Pathak, S. K. Agrawal, H. R. Pota, and M. Garratt, “Approaches for a tether-guided landing of an autonomous helicopter,” *IEEE Transactions on Robotics*, vol. 22, no. 3, pp. 536–544, 2006.
- [25] J. T. Mfiri, J. Treurnicht, and J. A. Engelbrecht, “Automated landing of a tethered quad-rotor uav with constant winching force,” in *2016 Pattern Recognition Association of South Africa and Robotics and Mechatronics International Conference (PRASA-RobMech)*, pp. 1–6, IEEE, 2016.
- [26] M. M. Nicotra, R. Naldi, and E. Garone, “Nonlinear control of a tethered uav: The taut cable case,” *Automatica*, vol. 78, pp. 174–184, 2017.
-

-
- [27] T. Lee, “Geometric controls for a tethered quadrotor uav,” in *2015 54th IEEE conference on decision and control (CDC)*, pp. 2749–2754, IEEE, 2015.
- [28] R. Kumar, S. R. Agarwal, and M. Kumar, “Modeling and control of a tethered tilt-rotor quadcopter with atmospheric wind model,” *IFAC-PapersOnLine*, vol. 54, no. 20, pp. 463–468, 2021.
- [29] B. Breese, D. Scott, S. Barawkar, and M. Kumar, “Fuzzy logic controller for force feedback control of quadcopter via tether,” in *Dynamic Systems and Control Conference*, vol. 84287, p. V002T36A008, American Society of Mechanical Engineers, 2020.
- [30] C. Papachristos and A. Tzes, “The power-tethered uav-ugv team: A collaborative strategy for navigation in partially-mapped environments,” in *22nd mediterranean conference on control and automation*, pp. 1153–1158, IEEE, 2014.
- [31] R. Naldi, A. Gasparri, and E. Garone, “Cooperative pose stabilization of an aerial vehicle through physical interaction with a team of ground robots,” in *2012 IEEE International Conference on Control Applications*, pp. 415–420, IEEE, 2012.
- [32] K. A. Talke, M. De Oliveira, and T. Bewley, “Catenary tether shape analysis for a uav-usv team,” in *2018 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, pp. 7803–7809, IEEE, 2018.
- [33] C. G. Valerio, E. S. Espinoza, and R. Lozano, “Control and cable deployment of a tethered pvtol aircraft,” in *2021 18th International Conference on Electrical Engineering, Computing Science and Automatic Control (CCE)*, pp. 1–6, IEEE, 2021.
- [34] M. Laranjeira, C. Dune, and V. Hugel, “Catenary-based visual servoing for tethered robots,” in *ICRA*, pp. 732–738, 2017.
- [35] B. Tian and S. Bhattacharya, “Modelling and control of a spatial dynamic cable,” *Acta Mechanica Sinica*, vol. 35, no. 4, pp. 866–878, 2019.
- [36] Y. Tao and S. Zhang, “Research on the vibration and wave propagation in ship-borne tethered uav using stress wave method,” *Drones*, vol. 6, no. 11, p. 349, 2022.
- [37] S. M. Lee, W. H. Ng, J. Liu, S. K. Wong, S. Srigrarom, and S. Foong, “Flow-induced force modeling and active compensation for a fluid-tethered multirotor aerial craft during pressurised jetting,” *Drones*, vol. 6, no. 4, p. 88, 2022.
-

-
- [38] V. Vishnevsky, E. Mikhailov, D. Tumchenok, and A. Shirvanyan, “Mathematical model of the operation of a tethered unmanned platform under wind loading,” *Mathematical Models and Computer Simulations*, vol. 12, no. 4, pp. 492–502, 2020.
- [39] M. Kishk, A. Bader, and M.-S. Alouini, “Aerial base station deployment in 6g cellular networks using tethered drones: The mobility and endurance tradeoff,” *IEEE Vehicular Technology Magazine*, vol. 15, no. 4, pp. 103–111, 2020.
- [40] L. Liu, “A downlink coverage scheme of tethered uav,” in *2020 International Wireless Communications and Mobile Computing (IWCMC)*, pp. 685–691, IEEE, 2020.
- [41] F. Yuan and D. Xin, “Research and design of tethered multi-rotor unmanned airborne system,” in *2020 IEEE 5th Information Technology and Mechatronics Engineering Conference (ITOEC)*, pp. 79–82, IEEE, 2020.
- [42] X. Xiao, Y. Fan, J. Dufek, and R. Murphy, “Indoor uav localization using a tether,” in *2018 IEEE International Symposium on Safety, Security, and Rescue Robotics (SSRR)*, pp. 1–6, IEEE, 2018.
- [43] A. Al-Radaideh and L. Sun, “Self-localization of tethered drones without a cable force sensor in gps-denied environments,” *Drones*, vol. 5, no. 4, p. 135, 2021.
- [44] S. Kiribayashi, K. Yakushigawa, and K. Nagatani, “Position estimation of tethered micro unmanned aerial vehicle by observing the slack tether,” in *2017 IEEE International Symposium on Safety, Security and Rescue Robotics (SSRR)*, pp. 159–165, IEEE, 2017.
- [45] L. A. Sandino, M. Bejar, K. Kondak, and A. Ollero, “Multi-sensor data fusion for a tethered unmanned helicopter using a square-root unscented kalman filter,” *Unmanned Systems*, vol. 4, no. 04, pp. 273–287, 2016.
- [46] Y. Ouchi, K. Kinoshita, K. Watanabe, and I. Nagai, “Control of position and attitude of the tethered x4-flyer,” in *2014 IEEE/SICE International Symposium on System Integration*, pp. 706–711, IEEE, 2014.
- [47] A. L. Diaz, A. E. Ortega, H. Tingle, A. Pulido, O. Cordero, M. Nelson, N. E. Coccoves, J. Shin, R. R. Carthy, B. E. Wilkinson, *et al.*, “The bathy-drone: An autonomous uncrewed drone-tethered sonar system,” *Drones*, vol. 6, no. 10, p. 294, 2022.
-

-
- [48] L. A. Sandino, D. Santamaria, M. Bejar, K. Kondak, A. Viguria, and A. Ollero, “First experimental results on enhancing hovering performance of unmanned helicopters by using a tethered setup,” *Robotics and Autonomous Systems*, vol. 79, pp. 147–155, 2016.
- [49] F. Muttin, “Umbilical deployment modeling for tethered uav detecting oil pollution from ship,” *Applied Ocean Research*, vol. 33, no. 4, pp. 332–343, 2011.
- [50] B. W. Gu, S. Y. Choi, Y. S. Choi, G. Cai, L. Seneviratne, and C. T. Rim, “Novel roaming and stationary tethered aerial robots for continuous mobile missions in nuclear power plants,” *Nuclear Engineering and Technology*, vol. 48, no. 4, pp. 982–996, 2016.
- [51] G. W. Wasantha, S. Wang, *et al.*, “Heavy payload tethered hexarotors for agricultural applications: power supply design,” *International Research Journal of Engineering and Technology*, vol. 2, no. 5, pp. 641–45, 2015.
- [52] B. Galea and P. G. Kry, “Tethered flight control of a small quadrotor robot for stippling,” in *2017 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, pp. 1713–1718, IEEE, 2017.
- [53] H.-F. Wang, L. Zhai, H. Huang, L.-M. Guan, K.-N. Mu, and G.-p. Wang, “Measurement for cracks at the bottom of bridges based on tethered creeping unmanned aerial vehicle,” *Automation in Construction*, vol. 119, p. 103330, 2020.
- [54] X. Xiao, J. Dufek, M. Suhail, and R. Murphy, “Motion planning for a uav with a straight or kinked tether,” in *2018 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, pp. 8486–8492, IEEE, 2018.
- [55] S. Kim, S. Bhattacharya, and V. Kumar, “Path planning for a tethered mobile robot,” in *2014 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 1132–1139, IEEE, 2014.
- [56] I. Shnaps and E. Rimon, “Online coverage by a tethered autonomous mobile robot in planar unknown environments,” *IEEE Transactions on Robotics*, vol. 30, no. 4, pp. 966–974, 2014.
- [57] A. Specian and M. Yim, “Friction binding study and remedy design for tethered search and rescue robots,” in *2015 IEEE International Symposium on Safety, Security, and Rescue Robotics (SSRR)*, pp. 1–6, IEEE, 2015.
-

-
- [58] B. Kosarnovsky and S. Arogeti, “Geometric and constrained control for a string of tethered drones,” *Robotics and Autonomous Systems*, vol. 133, p. 103609, 2020.
- [59] M. Caruso, P. Gallina, and S. Seriani, “On the modelling of tethered mobile robots as redundant manipulators,” *Robotics*, vol. 10, no. 2, p. 81, 2021.
- [60] L. Fagiano, “Systems of tethered multicopters: modeling and control design,” *IFAC-PapersOnLine*, vol. 50, no. 1, pp. 4610–4615, 2017.
- [61] M. Tognon and A. Franchi, “Nonlinear observer for the control of bi-tethered multi aerial robots,” in *2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, pp. 1852–1857, IEEE, 2015.
- [62] M. Tognon and A. Franchi, “Dynamics, control, and estimation for aerial robots tethered by cables or bars,” *IEEE Transactions on Robotics*, vol. 33, no. 4, pp. 834–845, 2017.
- [63] V. Hassani and S. V. Lande, “Path planning for marine vehicles using bézier curves,” *IFAC-PapersOnLine*, vol. 51, no. 29, pp. 305–310, 2018.
- [64] J. Zhang, H. Sheng, Q. Chen, H. Zhou, B. Yin, J. Li, and M. Li, “A four-dimensional space-time automatic obstacle avoidance trajectory planning method for multi-uav cooperative formation flight,” *Drones*, vol. 6, no. 8, p. 192, 2022.
- [65] M. Bolognini and L. Fagiano, “Lidar-based navigation of tethered drone formations in an unknown environment,” *IFAC-PapersOnLine*, vol. 53, no. 2, pp. 9426–9431, 2020.
- [66] Z. Ming and H. Huang, “A 3d vision cone based method for collision free navigation of a quadcopter uav among moving obstacles,” *Drones*, vol. 5, no. 04, p. 134, 2021.
- [67] I. Škrjanc and G. Klančar, “Optimal cooperative collision avoidance between multiple robots based on bernstein–bézier curves,” *Robotics and Autonomous systems*, vol. 58, no. 1, pp. 1–9, 2010.
- [68] Y. Feng, C. Zhang, S. Baek, S. Rawashdeh, and A. Mohammadi, “Autonomous landing of a uav on a moving platform using model predictive control,” *Drones*, vol. 2, no. 4, p. 34, 2018.
-

- [69] S. Sajjadi, M. Mehrandezh, and F. Janabi-Sharifi, “A cascaded and adaptive visual predictive control approach for real-time dynamic visual servoing,” *Drones*, vol. 6, no. 5, p. 127, 2022.
- [70] T. Glick and S. Arogeti, “Control of tethered drones with state and input constraints—a unified model approach,” in *2018 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, pp. 995–1002, IEEE, 2018.
- [71] D. Saccani and L. Fagiano, “Autonomous uav navigation in an unknown environment via multi-trajectory model predictive control,” in *2021 European Control Conference (ECC)*, pp. 1577–1582, IEEE, 2021.
- [72] E. Rossi, M. Bruschetta, R. Carli, Y. Chen, and M. Farina, “Online nonlinear model predictive control for tethered uavs to perform a safe and constrained maneuver,” in *2019 18th European Control Conference (ECC)*, pp. 3996–4001, IEEE, 2019.
- [73] Embention. <https://www.embention.com/es/projects/dron-cautivo-ts150/>. (Último acceso: 10.01.2023).
- [74] Fotokite. <https://fotokite.com/>. (Último acceso: 10.01.2023).
- [75] Skysapience. <https://skysapience.com/drone/hovermast-150-c/>. (Último acceso: 10.01.2023).
- [76] Elistair. <https://elistair.com/solutions/tethered-drone-orion/>. (Último acceso: 10.01.2023).
- [77] R. Lozano, S. Salazar, D. Flores, and I. González-Hernández, “Pvtol global stabilisation using a nested saturation control,” *International Journal of Control*, pp. 1–11, 2021.
- [78] E. Lockwood, “Chapter 13: the tractrix and catenary,” *A Book of Curves*, 1961.
- [79] P. Cella, “Reexamining the catenary,” *The College Mathematics Journal*, vol. 30, no. 5, pp. 391–393, 1999.
- [80] I. Fantoni, R. Lozano, and S. Sinha, “Non-linear control for underactuated mechanical systems,” *Appl. Mech. Rev.*, vol. 55, no. 4, pp. B67–B68, 2002.
-

- [81] C. Aguilar-Ibanez, M. S. Suarez-Castanon, J. Meda-Campaña, O. Gutierrez-Frias, C. Merlo-Zapata, and J. A. Martinez-Castro, “A simple approach to regulate a pvtol system using matching conditions,” *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 98, no. 2, pp. 511–524, 2020.
- [82] R. M. Murray, Z. Li, and S. S. Sastry, *A mathematical introduction to robotic manipulation*. CRC press, 2017.
- [83] A. Koubâa, “Robot operating system (ros)-the complete reference (volume 2),” 2017.
- [84] J. M. Maciejowski, *Predictive control: with constraints*. Pearson education, 2002.
- [85] L. Wang, *Model predictive control system design and implementation using MATLAB®*. Springer Science & Business Media, 2009.
-